

航空機騒音に関する  
音源特定と騒音伝搬の研究

山口一郎



①

航空機騒音に関する  
音源同定と騒音伝搬の研究

平成三年

山田一郎

# 目次

序論 .....	1
第一部 航空機騒音に関する音源同定 .....	7
第1章 信号の白色化による相関法の改良 .....	9
1. 1 相関法による航空機騒音識別の原理と問題点 .....	9
1. 2 相関法の改良と信号白色化の手順 .....	15
1. 3 検証実験 .....	19
1. 3. 1 屋外測定の場合とマイクロホン配置、解析手順 .....	19
1. 3. 2 解析結果による信号白色化の手順0～3の比較 .....	22
1. 4 遮蔽板による設置面反射音の低減と相関ピーク検出の改善 .....	45
1. 5 改良された相関法のハードウェア実現と 実用運用による性能確認 .....	50
1. 6 まとめ .....	51
第2章 相関法に基づく飛行位置検出の方法の改良 .....	53
2. 1 飛行位置検出の目的と音響的な手法の意義 .....	53
2. 2 相関法による飛行位置検出の原理と仰角の計算方法 .....	55
2. 3 推定誤差の検討に基づく仰角計算式の優劣の評価 .....	61
2. 4 仰角推定精度の向上に関する検証実験 .....	69
2. 4. 1 実験の概要 .....	69
2. 4. 2 白色化による水平対の相互相関関数波形の改善 .....	70
2. 4. 3 仰角推定の計算方法による推定精度の違い .....	80
2. 5 測定断面通過と仰角の同時推定による処理装置の簡略化 .....	88
2. 6 まとめ .....	91
第3章 騒音の到来方向の3次元的な変化の検出 .....	93
3. 1 騒音の到来方向の3次元的な変化の検出の考え方 .....	93
3. 2 処理例 .....	97
3. 3 相関ピークの検出誤りの訂正と除去 .....	102

3. 4	マイクロホン配置に関する考察	105
3. 4. 1	マイクロホン配置と音の到来方向の計算式	105
3. 4. 2	マイクロホンの数と推定精度の向上	109
3. 5	相関法とその他の音響的な音源同定手法の比較	121
3. 6	まとめ	124
第4章	音響的な手法による航空機の機種識別	125
4. 1	音響的な機種識別の考え方	125
4. 1. 1	目的	125
4. 1. 2	機種分類	126
4. 1. 3	識別手順	128
4. 2	バンドスペクトルに基づく機種識別	131
4. 2. 1	横田飛行場における識別実験	131
4. 2. 2	千歳空港および大阪国際空港における識別実験	144
4. 2. 3	新東京国際空港における識別実験	150
4. 3	まとめ	169
第一部の参考文献		171

## 第二部 騒音の屋外伝搬における変動 175

第1章	騒音のレベル変動の測定	177
1. 1	はじめに	177
1. 2	屋外で観測される航空機騒音のレベル変動	179
1. 2. 1	地面反射によるピーク騒音レベルのばらつき	179
1. 2. 2	航空機による地上騒音の観測値のばらつき	185
1. 3	屋外伝搬実験による騒音レベル変動の測定	188
1. 3. 1	実験および分析の方法	189
1. 3. 2	実験結果と考察	190
1. 3. 3	レベル変動の分布	197
1. 3. 4	レベル変動の相関関数	203
1. 4	模型実験によるレベル変動の測定	211
1. 5	まとめ	214

## 第2章 クロススペクトル法による地面反射特性と

	自由音場スペクトルの推定	215
2. 1	はじめに	215
2. 2	原理	217
2. 3	遅れ時間の推定	222
2. 4	検証実験	225
2. 4. 1	航空機騒音による実験例	225
2. 4. 2	草地上でのスピーカ実験	230
2. 5	球面波伝搬の場合の計算式	233
2. 6	まとめ	236

## 第二部の参考文献 237

## 謝辞 241

## 付録 航空機騒音の評価、予測、自動監視 243

### はじめに 245

付録 1	航空機騒音の評価と予測	247
1. 1	航空機騒音の特徴	247
1. 2	航空機騒音の評価	249
1. 3	航空機騒音の予測	254

付録 2	航空機騒音の自動監視	257
2. 1	自動監視の考え方	257
2. 2	自動監視の測定点の選び方	258

### 付録の参考文献 267

... 關於... 之... 研究... 其... 目的... 在於... 探討... 之... 關係... 茲... 將... 研究... 之... 經過... 及... 結果... 報告... 如下... 茲... 將... 研究... 之... 經過... 及... 結果... 報告... 如下...

### 序論

... 關於... 之... 研究... 其... 目的... 在於... 探討... 之... 關係... 茲... 將... 研究... 之... 經過... 及... 結果... 報告... 如下... 茲... 將... 研究... 之... 經過... 及... 結果... 報告... 如下...

... 關於... 之... 研究... 其... 目的... 在於... 探討... 之... 關係... 茲... 將... 研究... 之... 經過... 及... 結果... 報告... 如下... 茲... 將... 研究... 之... 經過... 及... 結果... 報告... 如下...

### 序論

... 關於... 之... 研究... 其... 目的... 在於... 探討... 之... 關係... 茲... 將... 研究... 之... 經過... 及... 結果... 報告... 如下... 茲... 將... 研究... 之... 經過... 及... 結果... 報告... 如下...

... 關於... 之... 研究... 其... 目的... 在於... 探討... 之... 關係... 茲... 將... 研究... 之... 經過... 及... 結果... 報告... 如下... 茲... 將... 研究... 之... 經過... 及... 結果... 報告... 如下...

鉄道や道路など地上の交通機関と異なり、航空機は音源パワーが大きい上に空を飛ぶため非常に広い範囲にまたがって騒音を撒き散らし、深刻な公害問題を引き起こしてきた。その騒音を抑制して空港周辺の住環境を守るために低騒音型航空機の導入や運航規制等の発生源対策や家屋移転、防音工事等の受音点対策が実施されているが、適切な対策を施すには常々騒音の暴露状況の監視や影響の評価を継続して実施することが必要である。

航空機騒音が放射されるところから観測に至るまで多くの要因が関与する[1]。発生される音響パワーはエンジンの種類や運航状況で異なる。運航される機種や回数は季節や航空需要で変化する。離着陸の方向や飛行経路は風向きで変わる。観測される騒音は伝搬途中の気象や地表面の影響を受けて変化する。このように観測される騒音の変化が著しいため短期間の騒音測定では適正な騒音評価を行うことは難しく、標準的な飛行状況を想定したモデル計算による予測評価と自動監視装置による騒音の通年測定を基本として長期間の平均騒音レベルを評価することが普通である。予測計算は予め用意される基礎データや運航情報を使って行われる[2]が、いくら精巧なモデルを構築しても実測による裏付けがないと説得力に欠ける。そこで予測を検証する観点からも空港周辺の代表的な場所で自動監視による通年観測が行われる[3]。民間の定期旅客輸送に比べると自衛隊や米軍が運用する特殊飛行場の飛行状況は変化が極端に大きいため、さらに、自動監視の役割が重要である[4]。さらに、自動監視から得られる情報は予測計算に必要な飛行回数や機種割合、飛行方向等の資料を入手する上でも重要である。

第一部は、自動監視へ応用することを前提に、航空機に関する音源同定の手法の研究成果を述べる。自動監視装置で通年測定を行うと航空機以外の騒音も混じって観測される。航空機騒音だけを取り出して評価するには観測される騒音が航空機の音か否かを自動的に判別する必要がある。第1章はその方法である相関法の性能向上について検討した結果を述べる。相関法は本研究以前に考案され、利用されてきた手法であるが、実用的に十分でなく、判別を誤ることがあった。ここでは前処理として信号を白色化する手順を追加することによって相関波形を鋭くし、識別精度を大幅に向上させることができた。第2章ではこの改良された相関法を前提に音が到来する際の仰角を推定して飛行位置を検出する方法と精度の向上を検討した結果を述べる。これも原理は既存だが、信号の白色化と仰角計算の新たな工夫により、実際の装置に応用されるべく、推定精度を向上させることができた。第3章では飛行位置検出の考え方を発展させて新たに考案した3次元的な音の到来方向の

変化を検出する方法を述べ、実験的に有効性であることを確かめた結果を示す。この方法を応用すれば、幅広く環境騒音について音源を識別・同定し、分類することが可能である。第4章では騒音から特徴を抽出して航空機の機種を識別する手法を検討した結果を述べる。観測される騒音をもたらす航空機の機種や飛行形態を知ることは自動監視のデータの整理だけでなく、予測の基礎資料として機種別騒音レベル等を知る上でも有用である。

第二部では屋外の騒音伝搬について調べた結果を述べる。屋外を伝わる騒音は途中の地面や気象の勾配、大気ゆらぎの影響を受けて変動する。さらに、航空機騒音の測定では、人間の耳の高さを目安に、地面から1.2～1.5mの高さにマイクロホン置いて測定するように指定されているため[3]、地面反射の影響で観測される騒音レベルがばらつく。第1章では屋外で観測される騒音のレベル変動の大きさについて航空機騒音、断続試験音を利用して測定した結果を述べる。室内の簡単なシミュレーション結果についても述べる。それらの結果は屋外で観測される航空機騒音レベルの変動の大きさを見積もる基本になる。第2章では観測される航空機騒音のクロスベクトルから地面の音響反射特性を推定し、自由音場スペクトルに還元する方法を検討した結果を述べる。これより、地面反射の影響を除いた安定な騒音評価が可能になる。クロスベクトル法は第一部の相関法と対をなすものと言える。

第一部と第二部で記述する音源同定と騒音屋外伝搬の研究は航空機騒音の評価を目的とする自動監視や予測計算に関わるものである。そこで本研究の意義や位置付けを明確にするため、付録に航空機騒音の評価や予測、自動監視の考え方について著者の研究の成果に基づいて簡単に紹介する。なお、以上の第一部、第二部、付録の各章に記述される内容とそのあいだの関係を図1に示しておく。

#### 序論の参考文献

- [1]五十嵐, 西宮, "航空機騒音の計測と評価," 日本音響学会誌, 28, 194-206 (1972).
- [2]五十嵐, 石井, 山田, "ミニコンピュータによる航空機騒音の予測コンターの計算と作成," 東京大学宇宙航空研究所報告, 9, 2(C), 606-625 (1973.6).
- [3]環境庁, 航空機騒音監視測定マニュアル (1988.7).
- [4]J. Igarashi & I. Yamada, "Aircraft noise monitoring by short-term measurement," J. Acoust. Soc. Jpn. (E), 10(4), 197-204 (1989).

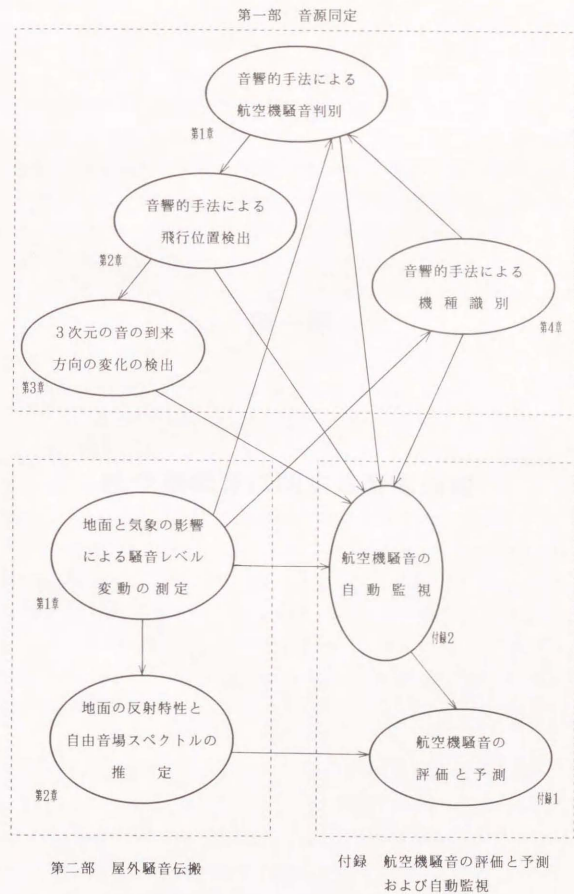


図-1 本論文に記述される研究項目間の関係

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

## 第一部

航空機騒音に関する音源同定

### 航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定

航空機騒音に関する音源同定



## 第1章 信号の白色化による相関法の改良

### 1. 1 相関法による航空機騒音の識別原理と問題点

航空機騒音を監視するために飛行場周辺に自動監視装置を置くことが少なくない[1]。しかし、航空機に似た音が沢山あるので観測される音が航空機の騒音かどうかを判別する機能が必要である。自動監視装置は広い範囲に分散して配置されるので同じ航空機が発生する騒音でも場所によって観測される時刻や特性が違出し、航空機以外の音の発生状況も異なる。そのため、航空機の音かどうかを確実に判別するには自動監視装置で観測される音そのものから推定できることが望ましい。

音源を判別する簡単な方法として騒音レベルの変化を用いる手順が考えられた[2]。図1-1に示すように、ピーク騒音レベルと継続時間で判別する方法である。自動監視の第一の目的はピーク騒音レベルの観測にあり、連続測定される環境騒音のレベル変動から一過性騒音の区間を抽出する手順としてこの方法は欠かせないものであるが、航空機騒音を判別する精度は高くない。そこで、一層確実な判別方法を求めて相互相関関数を用いる方法(以下、相関法と記す)が考案された[3-8]。多くの場合、観測される航空機騒音は上空を通過する際の音であり、上方から測定点へ到来する。それに対し、航空機以外の音は殆ど地上付近で発生し、横または下方から測定点へやってくる(図1-2(a)参照)。相関法はこの到来仰角の差を利用して「航空機騒音かどうか」を判別する(図1-2(b)参照)。文献3~8に先立ち相関法を用いて航空機の飛行位置を標定する研究報告がある[9]が、航空機騒音を他の騒音から識別する観点は見られない。

相関法に基づく航空機騒音識別はすでに多くの自動監視装置に組み込まれて実際に利用されてきたが、判別を誤ることが時々あった。自動監視は行政的な目的から設置される。装置が置かれる場所は条件の良いところばかりではない。それが判別の誤りを招く理由の1つであるが、測定点の真上を航空機が飛び騒音レベルが大きい場合でも誤判別することがあった。そのような誤りは数は僅かでも行政的には具合が悪い。本章で記述する相関法の改良はこのような事情を背景に一層の精度向上を目的として行われたものである。

相関法では2つのマイクロホンを垂直に並べて音を観測し、相互相関関数のピークの遅れ時間から騒音の到来仰角を検出する。一過性騒音レベルが一定の大きさを越えているあいだ(図1-1)繰り返しこの仰角検出処理を行い、その結果を総合して音が上空から来たかどうかを判定して航空機騒音を識別する。航空機が上空を移動するにつれて、観測される騒音の到来方向とともに大きさや周波数特性も変化する。しかし、離着陸の前後の区間では0.1~0.2sの間に航空機が移動する距離は10m程度であり、音源と観測点点が100m程離れていれば、その間に音源が移動する影響は小さく、騒音はほぼ定常とみなすことができる[9]。そこで、相関関数を1回計算するために用いるデータの長さは0.1~0.2s以下の短い時間に限る。音源は十分速くあり、平面波として到来すると仮定する。また、識別処理を行う区間は一過性騒音とみなされるレベルの大きな区間に限定するので信号のSN比は良く、暗騒音は無視できると仮定する。マイクロホンを垂直に並べるのは、音が到来する方向に関わらず、仰角を検出できるようにするためである。

図1-3のように垂直に並べたマイクロホン $M_1$ 、 $M_2$ で仰角 $\theta$ で到来する音 $s(t)$ を観測する。それらを $x_1(t)$ と $x_2(t)$ とすると $s(t)$ が直接マイクロホンへ入射する音と設置面で反射して来る音の和で次のように表される。

$$x_1(t) = s(t - \tau_h) + \alpha \cdot s(t - \tau_h - 2 \cdot \tau_H) \quad (1-1)$$

$$x_2(t) = s(t) + \alpha \cdot s(t - 2 \cdot \tau_h - 2 \cdot \tau_H) \quad (1-2)$$

$$\tau_h = (h/c) \cdot \sin \theta \quad (1-3)$$

$$\tau_H = (H/c) \cdot \sin \theta \quad (1-4)$$

なお、設置面は平坦とする。時間はマイクロホン $M_2$ に直接音が到来する時刻 $t$ を基準にしている。 $h$ はマイクロホン間隔、 $H$ はマイクロホン $M_1$ の設置面からの高さ、 $c$ は音速、 $\alpha$ は設置面の音圧反射特性である(ここでは $\alpha$ は周波数によらないと仮定する)。さて、時間 $T$ の観測データから計算される $x_1(t)$ と $x_2(t)$ の相互相関関数 $R_{21}^T(\tau)$ は次式で表される。 $R^T(\tau)$ は $s(t)$ の自己相関関数、 $\tau$ は時間遅れである。

$$\begin{aligned} R_{21}^T(\tau) &= (1/T) \cdot \int_0^T [x_2(t) \cdot x_1(t+\tau)] dt \\ &= R^T(t - \tau_h) + \alpha^2 \cdot R^T(t + \tau_h) \\ &\quad + \alpha \cdot [R^T(t - \tau_h - 2 \cdot \tau_H) + R^T(t + \tau_h + 2 \cdot \tau_H)] \end{aligned} \quad (1-5)$$

(1-5)式より、マイクロホン間の相互相関関数は反射による項を含めた4項の和であることが分かる。第1項は直接音同士の相関を表し、この項で航空機騒音を識別する。第1項は $\tau = \tau_h$ で最大値となる。以下、この値を相関ピークと略記する。第2~4項は反射による項であり、 $\tau = -\tau_h$ 、 $\pm(\tau_h + 2 \cdot \tau_H)$ で最大になる。後述するように、これらの3項は第1項と重なり合い、真の相関ピークの検出を妨げる原因となる。なお、反射による項の影響はクロススペクトル領域ではリップルとして現れるが、これは第2部第2章で地面の反射特性を推定するのに利用される。

さて、(1-5)式の第1項の相関ピークの遅れ時間 $\tau_h$ の大きさは、(1-3)式より、音の到来仰角 $\theta$ とともに変化する。航空機の場合、騒音は上の方から来るので仰角は常に正であり、航空機が上空を移動するにつれて次第に大きくなり、最大値に達した後、再び小さくなる。地上音はマイクロホン対の側方から到来するので仰角および $\tau_h$ は常に0に近い値に留まる。建物の屋上等にマイクロホンが設置される場合は地上音は下方から来るので $\tau_h$ は負となり、遅れ時間が負の位置に相関ピークができる。地上音の場合、音源の移動につれて音の到来する方位は変化するが仰角は常に小さい値に止まり、相関ピークの遅れ時間も小さい。図1-2に相関ピークの遅れ時間の時間変化を定性的に示してある。上空音と地上音の違いを遅れ時間(仰角)の違いで検出して、航空機騒音を識別することが相関法の基本原理である[3]が、実際の自動監視装置では連続的に観測される騒音から一過性騒音の区間を切り出し、その間の識別処理結果を総合して航空機を同定する。自動監視装置が測定対象とする一過性騒音は航空機騒音を含め、継続時間が数秒から数十秒と長い。そのため途中で継続時間は短いレベルの大きな暗騒音が混入し、その相関ピークを検出してしまふことがある。後述するように、設置面反射による第2~4項のピークの方が大きくなり、相関ピークの検出を誤ることもある。これが総合判断する理由である。なお、一過性騒音として扱う騒音の区間は、図1-1に示したように、ピーク騒音レベルと継続時間で決める。装置を設置する場所によっては騒音レベルの変化が複雑で区間決定を誤ることもある。その詳細に言及することは本章の主題を逸脱するので止める。

自動監視装置は飛行場周辺の様々なところに設置される。各々の場所でも観測される騒音をもたらす航空機の機種や飛行状況が変化する。相関法で首尾良く航空機騒音を識別するための第1の条件として(1-5)式第1項の相関ピーク( $\tau = \tau_h$ の値)がいつも

正しく検出できること、すなわち、第1項のピークが検索する遅れ時間の範囲で相互相関関数  $R_{11}(\tau)$  の最大値になっていることが必要である。設置面の反射による(1-5)式の第2~4項のピークが大きかったり騒音のスペクトル帯域が狭かったり周期性が有ったりすると相関関数が振動的な変動を示し、真の相関ピークが隠されたり遅れ時間がずれたりする。第2の条件として相関ピークの遅れ時間の分解能が良いことが必要である。航空機がマイクロホン対の真上ではなく側方へ離れたところを飛ぶと、音の到来仰角が低くなり、遅れ時間が0に近づいて地上音との区別が難しくなる。

まず、設置面が草地等の場合は音響的に柔らかいことが多く、反射特性  $\alpha$  が小さい値となり、(1-5)式の第2~4項が第1項の相関ピークに及ぼす影響は少ない。しかし、自動監視装置が置かれる場所は舗装してあって音響的に固く、 $\alpha$  の絶対値が1に近いことが多い。その場合は第2~4項が大きくなって第1項と差がなくなる。実際の例では逆に、第2項以下の方が大きくなることもある。そのため、従来の相関法では相関ピークを検出する際に相関ピークの遅れ時間  $\tau = \tau_0$  が取り得る最大値を考慮して検索する遅れ時間の範囲を決めたり、マイクロホンの設置面からの高さをマイクロホンの間隔に比べて大きくして ( $H \gg h$ ) 反射によるピークを検索する遅れ時間範囲の外へ持っていきようにしたりして反射による相関ピーク検出の誤りを避けるように工夫してきた。

次に、騒音の周期性や周波数スペクトルの影響について考えてみる。自動監視装置で観測される騒音の種類は様々で周期性の強い音やスペクトル帯域が狭いものが少なくない。何よりも、航空機騒音のスペクトルが機種や飛行状況によって変化し、帯域が狭かったり、純音成分が強かったりする。特に、監視の主要対象である最近のジェット旅客機の騒音は高バイパスのターボファンエンジンを装備しているため、ファン音(周波数  $2 \sim 4 \text{ kHz}$ )の寄与が大きく、前方へ指向性が強いため、航空機が通過する直前に顕著な周期性を示す。そのため従来の相関法では相関波形が振動的になり、マイクロホンの真上付近を航空機が通過する場合でも相関ピーク検出を誤って地上音と誤判別することがあった。プロペラ機やヘリコプタもファンやロータの回転音が主で、 $1.25 \text{ kHz}$  からの周波数と  $2 \sim 4 \text{ kHz}$  の高周波数に周期的な成分があって、相関ピークの検出が妨げられる。航空機以外の音でもチャイムや救急車のサイレンの音、人声、風雑音等が予期されない形で入り混じって観測され、周期的な相関波形をもたらし、上空を通過する航空機の騒音と誤ってしまうことが

あった。あらかじめ観測される騒音のスペクトルや周期成分の周波数がわかっていたら、バンドパスフィルタやノッチフィルタを使って周期成分を低減することもできる[9]が、屋外の自動監視ではそれを期待することはできない。

航空機がマイクロホン対の側方へ離れたところを飛ぶと、音の到来仰角が低くなる。音源からの距離が長いと高周波成分の減衰が大きく、相関関数の波形はゆるやかになる。そのため、相関ピークの遅れ時間の分解能が劣化し、地上音との判別が難しくなる。その対策としてマイクロホン間隔を大きくしなければならず、大掛かりなマイクロホン装置が必要であった。実際、従来の相関法ではマイクロホンの間隔  $h = 1.7 \text{ m}$ 、マイクロホンの高さ  $H = 2 \text{ m}$  がしばしば使われた。文献4によれば、このような努力を払っても従来の相関法では航空機騒音の到来仰角が  $30^\circ$  以下になると地上音との判別が怪しくなった。

結局、観測される騒音のスペクトルに関わらず到来仰角の低いところまで相関ピークの遅れ時間を正確に判別するには信号が白色化されて相関関数がインパルス的になり、かつ、設置面からの反射の項が小さくなる必要がある。まず、次の1.2節~1.3節で信号白色化について調べた結果を述べる。1.5節では反射を抑える方法を調べた結果を述べる。さらに、第3章3.3節で相関ピークの誤り検出と訂正・除去について述べる。なお、本章の信号白色化で改良された相関法は第2~3章の話の基本になるものである。相関ピークの遅れ時間分解能が向上すればマイクロホンの間隔を狭めることが可能になる。付録で述べるように、自動監視装置を製作して運用することを考えると、識別精度の向上が重要であるとは言うまでもないが、マイクロホンの校正・保守、マイクロホン装置の構造や製造コスト等が重要な要因であり、マイクロホンの間隔や高さを小さくできることは非常に有用である。

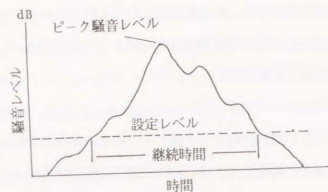


図1-1 騒音レベルと継続時間で航空機騒音を識別するための考え方

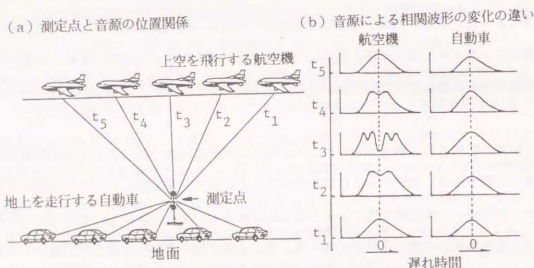


図1-2 相互相関関数により音の到来方向(仰角)の変化を知り、航空機騒音を識別する方法の原理

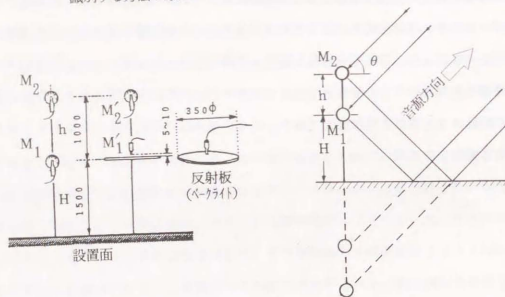


図1-3 航空機騒音の識別のためのマイクロホン配置 $M_1$ と $M_2$ ; 通常の配置、 $M_1'$ と $M_2'$ ; 遮蔽板使用時の配置 (Inverted Microphone)

## 1. 2 相関法の改良と信号白色化の手順

相互相関関数を計算する前に観測された騒音のスペクトル帯域を広げ振動的な成分を抑える処理(信号の白色化; pre-whitening)を行って相関法を改善する方法を考える。白色化により、観測される騒音の種類に関わらず、相関関数の形がパルスのようになるため、相関ピークの検出が容易になり、遅れ時間の分解能も向上する。

白色化に用いる手順は差分フィルタによる高域強調(プリエンファシス)[10, 12]と線形予測フィルタを利用して予測残差信号に変換する方法[11]である。どちらも音声処理等でしばしば使われる技術だが、相関法と組み合わせて航空機騒音の識別の精度を高めることができる。差分フィルタは低周波数に周期性の強い成分が含まれるためにスペクトルのダイナミックレンジが大きくなっている時にこれを通してレンジ圧縮し、分析の安定性を高めたり実効的なSN比を高めたりするのに使われる[10-12]が、相関波形のピークを際立たせるのにも役に立つ。予測残差変換は逆フィルタリングによるスペクトルの平坦化の処理に等しい。これら2種類の手順を組合せた前処理を施して相互相関関数を計算するプログラムを作り、実際に飛行場周辺で測定した騒音を用いて識別処理を行い、識別精度の向上に効果があるか否かを調べた。上下2チャンネルの観測信号 $(x_i(t_n), i=1, 2)$ の各々下記0~3のいずれかの手順の前処理を施した後相互相関関数を計算し、相関ピークを自動検出させて正答率を調べた。

(手順0) 信号には何も特別な前処理を施さない、従来相関法。

(手順1) 信号を差分フィルタを通してプリエンファシスを行う。すなわち、次式により、時刻 $n$ の観測信号 $x_i(t_n)$ を差分信号 $y_i(t_n)$ に変換する。なお、 $\beta$ は正の定数とする。

$$y_i(t_n) = x_i(t_n) - \beta \cdot x_i(t_{n-1}) \quad (1-6)$$

(手順2) 信号に線形予測モデルをあてはめる。得られた予測モデルを用いて信号を残差信号 $e_i(t_n)$ に変換する。すなわち、 $L$ を予測モデル次数、線形予測係数を $c_1; 1, \dots, L$ 、また、 $c_0 = 1$ として、次式で変換する。

$$e_i(t_n) = c_0 \cdot x_i(t_n) + c_1 \cdot x_i(t_{n-1}) + \dots + c_L \cdot x_i(t_{n-L}) \quad (1-7)$$

(手順3) 信号に手順1の後、手順2の処理を施す。

手順0~3を比較し、白色化の効果を開る解析は飛行場周辺で収録した騒音データを計算機に取り込んで行った。図1-4に解析処理の流れを示す。計算機へ入力する段階から手順0~3の白色化の処理を経て相互相関を計算するまで示してある。A/D変換に先立つローパスフィルタは2~4kHzの周波数帯域に現れる顕著な純音性の成分を抑えるものである(1.3, 2節(5)参照)。なお、DSP(Digital Signal Processor)を用いて手順3と同等の処理を実時間で行うハードウェアを作った(1.5節参照)。

プリエンファシスは(1-6)式の形の差分フィルタでハイパスフィルタとして働く。その遮断周波数 $f_c$ は $\beta$ の値で変わる(図1-5)。 $\beta=1$ で最大(最高周波数の $1/2$ 、サンプリング周波数の $1/4$ )となる。 $f_c$ は $\beta < 1$ では大きく変わるが、 $\beta > 1$ での変化は小さい。プリエンファシスとして使われる $\beta$ は1が多い[10]が、 $\beta=0.6$ の例もある[12]。図1-6は差分フィルタの伝達特性の $\beta$ による変化を示す。遮断特性は $\beta=1$ が最も良く、それより大きくても小さくても悪くなる。低域遮断特性はサンプリング時間間隔によって変化するので注意を要する。次節で検証実験の結果を示すが、種々の航空機騒音に対してサンプリング時間間隔 $100\mu\text{s}$ では $\beta=1$ で最も良い識別正答率が得られた。これは「航空機騒音ではこの時の低域遮断特性( $f_c=2.5\text{kHz}$ )がスペクトル平坦化に適する」ことを意味する。サンプリング時間間隔を変えた場合には差分を取るサンプルの間隔を変えて低域遮断特性を一定に保つ必要がある。例えば、サンプリング時間間隔を $25\mu\text{s}$ まで短くした時、単純に(1-6)式の差分を取ると $\beta=1$ で遮断周波数は $10\text{kHz}$ になる。 $f_c$ を $2.5\text{kHz}$ に保つには差分を取るデータの間隔を4倍にする必要がある。

線形予測モデルの推定はLevinson-Durbinの計算法で行った。線形予測モデルは白色雑音を入力とする自己回帰モデルの出力が信号のスペクトルとマッチングするように予測するフィルタで、予測残差を採用することは線形予測フィルタの伝達特性の逆特性を持つフィルタに通すことに相当する。これにより、航空機の機種によらず、騒音は白色信号に変換される。しかし、強い純音成分があるとスペクトルダイナミックレンジが大きくなり、高次の予測モデルまで首尾良く計算できないことがある。次節の実験では次数を基本的には10次と低くした。ハードウェアで実現し、実時間処理させる際にも予測モデルの次数が低い方が有利と考えられる。ただし、線形予測係数から航空機の機種を識別することを考えるならば、もう少し高次まで計算する方が良いとも考えられる。

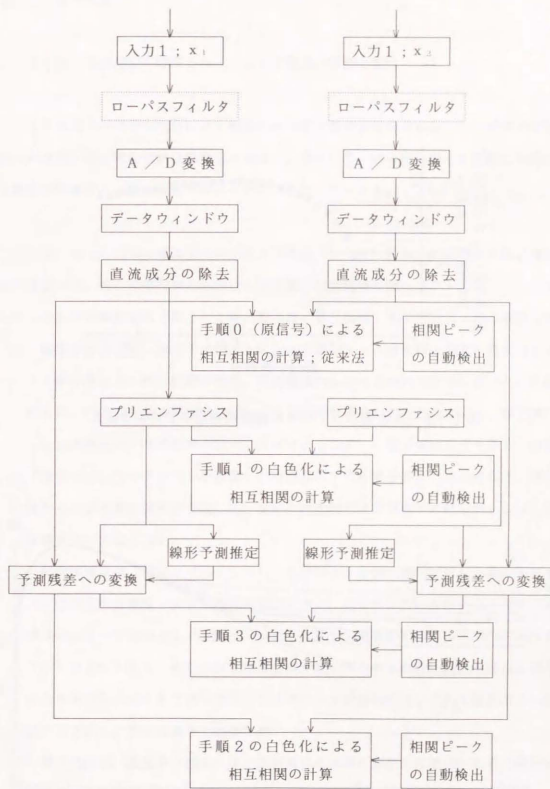


図1-4 手順0~3の信号の白色化処理による相互相関関数の計算手順

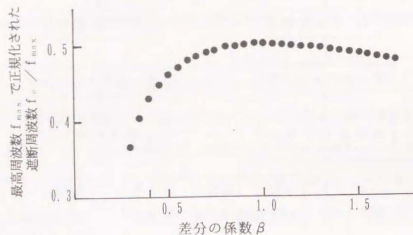


図1-5 1次差分フィルタの遮断周波数の $\beta$ による変化

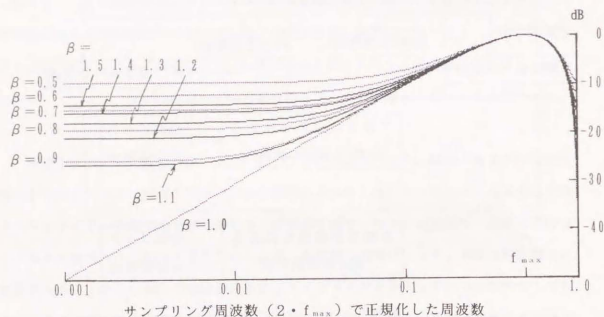


図1-6 1次差分フィルタの伝達特性の $\beta$ による変化

### 1. 3 検証実験

#### 1. 3. 1 屋外測定の場合とマイクロホン配置、解析手順

前節で述べた信号白色化による相関法の性能改善の効果を確かめるため性格の異なる幾つかの飛行場の周辺で航空機騒音を測定し、検証した。どの飛行場も長期間にわたって自動監視装置による騒音観測が続けられているところである。

まず、測定した飛行場のうちの主な3ヶ所について飛行状況や測定場所の周辺環境を簡単に述べる。各々の飛行場の測定点と滑走路の位置関係は図1-7～図1-9に示す。なお、これらの測定場所で第2～4章、および、第二部第1章の測定データも取得した。

(1) 新東京国際空港(測定1/図1-7)；大型ジェット旅客機が頻りに離着陸する。

4ヶ所の測定点を飛行経路の側方、滑走路端から7～8kmのところにした。

測定点P1とP2、P3とP4を結ぶ断面で相関法による飛行位置検出が行われている(第2章)。

これらの測定点では着陸機の最大仰角は20～30°、離陸機は20～70°の範囲

で変化する。マイクロホンを設置した場所はいずれも踏固めた地面である。測定は

夏季および冬季に何度か実施した。測定点P1とP4では自動車等の騒音が、しばしば、

暗騒音として混入した。

(2) 福岡国際空港(測定2/図1-8)；大型ジェット旅客機やプロペラ機が発着する。

ヘリコプタや自衛隊・米軍の輸送機も少し飛ぶ。測定点は飛行経路の直下付近、滑走

路端から3～5kmのところにした。測定点P5では離着陸する機の大半の最大仰角は

70°以上になるが、測定点P6では着陸機が旋回進入するために最大仰角5°以下の

場合から90°近くまでばらつく。マイクロホン設置場所はいずれも建物屋上の舗装

面の上である。測定は夏季に実施した。

(3) 厚木飛行場(測定3/図1-9)；自衛隊と米軍が専有的に使用する軍用飛行場で、

戦闘機や大型プロペラ機、ヘリコプタが飛行する。測定点は滑走路端から1km以下の

ところ1ヶ所である。航空機の最大仰角は60°以上が多かった。戦闘機は移動速度

が大きく、音の継続時間は10s以下であった。マイクロホンの設置場所は丈の短い

草地である。測定は夏季に実施した。

マイクロホンの配置は基本的にはどの測定も同じにした(図1-3参照)。すなわち、鉛直線に沿って設置面から1.5mと2.5mの高さに無指向性音圧マイクロホン $M_1$ と $M_2$ を上向きに置いた(2.0mと3.0mとした時もある)。従来の相関法の装置では相関ピークを検出する際の遅れ時間分解能を保つためとハードウェア処理能力の制約から1.7mと大きなマイクロホン間隔に設定していたが、今回の実験ではDSPによる演算時間の短縮と信号白色化による遅れ時間分解能の向上を予想して従来の半分近くに縮め、1mを基本のマイクロホン間隔とした。これによりマイクロホンスタンドの構造を簡略化できるし、設置スペースを狭めることができるので実用上の利点は大きい。センサーには普通騒音計(リオンNA-24)を用い、マイクロホン部分のみをスタンドに取り付けた。マイクロホンは1/2径のコンデンサマイクロホンで、屋外で観測される航空機騒音の主要な周波数成分の範囲(4~5kHz以下)での指向性は小さい。風雑音の影響を減ずるため、騒音計の周波数補正特性は3.2Hz以下が大きく減衰するC特性とした。観測データの収録はDATによるデジタル記録またはFMデータレコーダで行った。

データの解析はピーク騒音レベルの観測時刻を中心に20~30sの区間を計算機に取り込んで行った。A/D変換のデータ長は12bits、サンプリング時間間隔は100 $\mu$ s(または200 $\mu$ s)で、全チャンネルを同期してサンプリングした。相互相関関数の計算と相関ピーク検出は0.5s毎に22.5秒間(または0.25s毎に11.25秒間)にわたって45回繰り返した。相関関数の計算は時間領域で行った。1回の計算に用いたデータ数は512個(または1024個)で、 $\pm 12.8$ msの遅れ時間範囲の結果を算出した。マイクロホン間隔が1mのため、直接音同士の相関ピークの遅れ時間は高々 $\pm 3$ msの範囲に収まる。相関ピークを検索する遅れ時間の範囲をそれ以内に限定する方が余計な反射のピーク等間に交差する頻度が低くなるので識別性能を向上させる観点からは好ましい(実際に作られる装置はそうになっている)が、信号の白色化が反射によるピークに及ぼす影響も調べたいので、ここでは広い遅れ時間の範囲について計算を行い、相関ピーク検出の対象としたものである。なお、1回の分析データ長は51.2~102.4msであり、1.1節で述べたように、この間に航空機が移動することによる音源の特性の変化は無視できる。また、計算される遅れ時間範囲の最大値はデータ長の4分の1になるが、データ窓はdo-nothing windowとした。

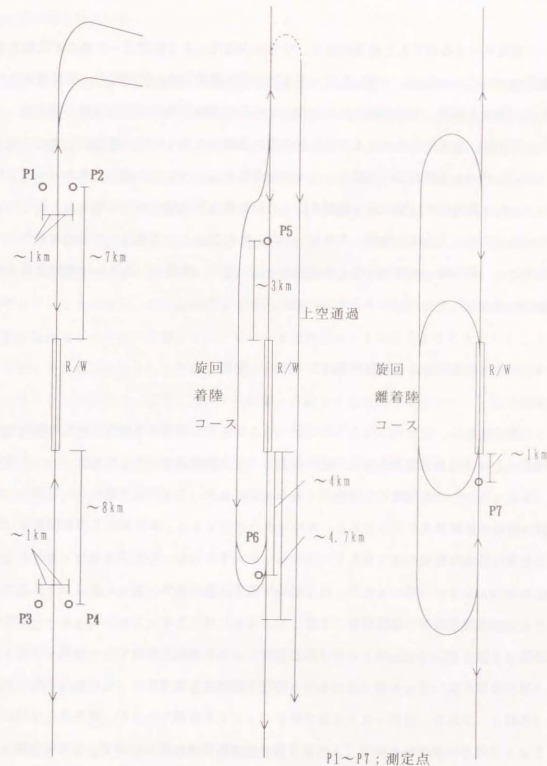


図1-7 新東京国際空港 図1-8 福岡国際空港 図1-9 厚木飛行場

### 1. 3. 2 解析結果による信号白色化の手順0～3の比較

測定データを解析した結果に基づき、信号の白色化による相関ピーク検出の性能改善の効果について吟味する。分析したデータはわが国で運航される航空機の主要機種を含んでおり、離陸と着陸、飛行経路の直下と側方など様々な飛行条件や周辺環境の測定データが入っており、屋外に設置される自動監視装置が遭遇する多くの状況を含むと考えて良い。分析したデータは概ねピーク騒音レベルが背景騒音と比べて10 dB以上大きいものであるが、これは環境基準[13]に基く観測を行う自動監視装置の動作条件を考えると妥当なものである。ただし、分析したデータのピークから離れたところは部分的に車両通過やドアの開閉など、航空機と無関係な様々な音源による一過性(衝撃性)あるいは継続時間の短い暗騒音が混入してS/N比が十分でない場合が少なくない。

#### (1) 信号白色化による相互相関関数の波形の改善

まず最初に、信号白色化の手順の違いによる相互相関関数の波形の変化の例を示す。図1-10は福岡国際空港の飛行経路の直下付近の測定点で取得した大型ジェット旅客機(MD-81)の離陸騒音の分析例である。図には、0.5 s間隔で繰り返し計算した相互相関関数の形状変化が描いてある。横軸は遅れ時間である。縦軸は相互相関関数値(計算した遅れ時間の範囲の最大値を1に正規化した)であるが、時間経過に沿って下から上へ位置をズラしながら描いてある。相互相関関数を計算する際のデータ長は512点である。(a)は原信号の相互相関関数(手順0)、(b)はプリエンファシス( $\beta=1$ )だけの結果(手順1)、(c)は10次の線形予測による予測残差変換をした結果(手順2)、(d)はプリエンファシス( $\beta=1$ )と線形予測による残差変換(10次)を施した結果(手順3)である。MD-81は最新型のジェット旅客機であるが、純音成分は目立たずジェット騒音の寄与が大きい(スペクトルの周波数帯域が広い)ので、白色化処理しない手順0(原信号の相互相関)でも直接音同士の相関ピーク(1-5)式の第1項だけでなく、反射による第2～4項まで全ての相関ピークがきれいに求められているが、白色化をした(b)～(d)の方が一段と鋭い相関ピーク形状になっている。図1-11は厚木飛行場(測定3)で取得したプロペラ機(P-3C)の離陸騒音の分析の例である。プロペラの回転による周期成分の寄与が大きく、(a)は相関波形が周期的になっていて相関ピーク

の位置が明確ではない。信号を白色化した(b)～(d)では周期変動がなくなり、鋭い相関波形が得られている。

種々のデータを処理した結果、信号白色化により、戦闘機から最新のジェット旅客機、プロペラ機、ヘリコプタなど多くの種類の航空機騒音について相関波形からスペクトルに依存する振動的な変化が無くなり、音の到来時間差に相当する遅れ時間に鋭い相関ピークを持つようになり、検出が容易になることが確かめられた。相関ピークの鋭化の効果はプリエンファシスよりも予測残差処理の方が大きく、手順3、手順2、手順1、手順0の順であった。ただし、手順2(予測残差処理のみ)はプロペラ機や最新ジェット旅客機の騒音のように周期性の強い成分がある場合には予め予定した次数の予測モデルまでうまく計算できないことがある。その場合、1つ低い次数のモデルを代用したが、相互相関関数の波形が乱れてピークが不明確になったりピーク位置がズれる場合のあることがわかった。2本のマイクロホンは1 mしか離れていなかったが、予定の次数まで予測計算ができるかどうかはチャンネルによって違った。その結果、予測モデルの次数に差が生じ、残差相関が影響を受けたものと考えられる。図1-11の(e)と(f)は(a)～(d)の各々から同じ時刻の1回分の相関波形を取り出して重ねて描いたものであるが、(c)の手順2から取り出した相関ピークの遅れ時間の位置が他と比べてズレているのが分かる。

線形予測の不具合は大半が信号スペクトルのダイナミックレンジが大きすぎるためである[14]。これには、手順3が良好なことから分かるように、プリエンファシスを掛けることが有効である。ただし、プリエンファシスはハイパスフィルタとして低周波純音成分を抑えるので、信号スペクトルが平坦になって高次のモデルまで安定に計算できるものであり[10]、純音成分がフィルタの通過帯域に有るとその効果は得られない((5)参照)。

相関ピークの鋭さをピーク部分の遅れ時間幅で見ると、手順3の後にはサンプリング時間間隔の高々、2倍ないし3倍になっている。マイクロホン間隔を1 m、サンプリング時間間隔を100  $\mu$ sとすると、(1-3)式によれば、最大の仰角が10°程度でも地上音(遅れ時間0付近)と区別することが可能と考えられる。観測された例には極端な低仰角のデータは少なかったが、従来は地上音と識別が難しかった20°以下の仰角の場合でも確実に相関ピークの遅れ時間の変化を検出できた。



(2) 相関ピークの自動検出による信号白色化の効果の定量的な評価

信号白色化による相関法の性能向上を評価するため、相関ピークの自動検出を試みた。信号白色化に用いる差分フィルタの定数は $\beta=1$ 、線形予測モデルの次数は10とした。採用した相関ピーク検出のアルゴリズムは単純で「相互相関関数を計算した遅れ時間範囲の全体で相関値が最大になるところ」を相関ピークとするものである。この相関ピークの検出処理を、相互相関関数の計算を繰り返したピーク騒音レベルの前後の区間2.2.5s（または11.25s）の全体について行った。図1-12と図1-13は図1-10と図1-11の例について相関ピーク検出処理を行ったもので、信号白色化の手順0~3の各々の結果が示してある。図には自動検出の誤りの傾向を知り、誤り訂正に役立てるため、最大ピークだけでなく、2番目に大きなピークも検出して描いてある。図中の(a<sup>+</sup>)~(d<sup>-</sup>)において第1ピーク(+印)は相関ピークとして検出された相互相関の最大値の遅れ時間位置を示し、第2ピーク(□印)は2番目に大きなピークの遅れ時間位置を示す。図より、所々で相関ピークの検出を誤っているのが分かる。原因を考えてみると、航空機が移動するにつれて騒音のスペクトルやレベルが変化して相関関数の形状やピークの鋭さが変わることもあるが、設置面等からの反射や航空機以外の車両通過の騒音等が混入して部分的にSN比が劣化し、相関波形を乱したり線形予測計算を妨げたりするために、相関ピークの検出を誤ることが少なくないと思われる。

様々な環境で測定した多数の航空機騒音データについて信号白色化を施して相互相関関数を計算し相関ピーク自動検出処理を行い、相関ピークとして検出された第1ピークを

- ・正しい相関ピーク；直接音同士による(1-5)式の第1項のピーク
- ・反射音同士による誤ったピーク；(1-5)式の第2項のピーク
- ・直接音と反射音による誤ったピーク；(1-5)式の第3~4項のピーク
- ・その他の誤ったピーク；まったく無関係な遅れ時間の位置への誤り

の各々に手作業で分類して回数を求め、全体に対する比率を計算した。その結果を信号の白色化の手順別に整理したのが表1-1~表1-3である。表の $R_{correct}$ 、 $R_{err-1}$ 、 $R_{err-2}$ 、 $R_{err-3}$ は上記の各々の比率、 $\sigma$ は $R_{correct}$ の平均値周りの標準偏差である。 $\sigma$ は個々の騒音データの正答率のばらつきを表すが、検出処理が騒音の継続時間の長さに

よらず、一律に2.2.5sという時間幅について行ったため、騒音レベルが小さくなって暗騒音の影響が無視できないところまで入ったデータも含まれており、ばらつきの大きいことが直ちに検出性能が劣ることを意味する訳ではない。以下、この結果に基づいて、信号の白色化による相関法の性能向上について定量的に吟味する。

表1-1は飛行経路直下付近に測定点のある福岡国際空港の測定データからジェット旅客機の離着陸のデータを選んで解析した結果を整理平均したものである。相関ピークの検出回数は1データにつき45回(0.5s毎)である。解析データは各々9~10機で代表的な航空機の機種を網羅するようにした。

さて、表1-1の結果を考察してみると、正答率の順は相関波形の改善度と合致しており、概ね、手順3、手順1または2、手順0(白色化なしの原信号)の順である。特に、手順3の白色化の結果は手順0に比べて大幅に向上している。正答率は、飛行経路の直下付近とはいえ、航空機が測定点付近を通過する際の仰角が比較的低い、最下段の結果では80%を越えているが、仰角が大きい場合(表中の上から3つの欄)にはそれより悪く、70%前後である。その誤りの傾向を見ると、反射音同士によるピークへ間違えるものが多く、着陸より離陸の方がより顕著である。この誤りは、図1-14に例を示すように、ピーク騒音レベルの観測される前後に発生することが少なくない。多くの処理結果より、経験的に、設置面がコンクリート舗装のように音響的に固い面で航空機が真上付近を通過する場合にこの誤りが発生しやすく、正しい相関ピークは第2のピークとして検出されることが多い。航空機の種類はバイパス比の大きい最近の大型ジェット旅客機とYS11が多い。これらの機種はいずれもファンの回転による高い周波数、2~4kHzの純音成分を含むが、エンジン出力の大きい離陸で特に顕著となる(着陸ではエンジン出力が小さく、気流騒音の割合が相対的に大きいので、スペクトルが平坦になる)。このような高い純音成分はブリエンファシスの差分フィルタでは除去できず、相関波形に振動的な波形として残る。これが前記の誤りの原因の1つと考えられる。その対策については(5)で述べる。なお、原理的には(1-5)式の第2項より第3~4項の方が大きいはずだが、それらへの誤りは原信号の場合以外は非常に少ない。その理由は必ずしも明らかではないが、直接音と反射音のあいだよりも直接音同士または反射音同士の方がコヒーレンスが保たれるためではないかと推測される。また、真上付近から音が到来する時は2本のマイクロホンへの反射音の設置面上の反射位置が近く、コヒーレンスが保たれるが、仰角が低くなると反射

位置に違いが出てコヒーレンスが悪くなり、反射音同士の相関が低下するとも推測されるが、根拠を示すに至らない。ジェット機の場合、騒音スペクトルの帯域が広いため、後述するプロベラ機に比べて(1-5)式の第1~4項とは全く関係ないピークへの検出誤りは少ない。ただし、手順0の原信号では騒音のスペクトルによって相関関数の波形が大幅に変化するため、ある程度の誤りが見られる。

表1-2は飛行経路側方のジェット旅客機の結果であり、全体的に表1-1に比べて正答率は高く、 $R_{err}$ も小さい。P1~P4の測定点はどこも飛行経路から側方に1kmほど離れており、航空機の仰角は高くない。マイクロホンが地面の上に設置され、しかも周囲があまり平坦ではなかったため、反射音の影響がそれほど大きくなかったことが好成績の理由と考えられる。地面がコンクリート舗装面に比べて音響的に柔らかいことも幸いしていると考えられる(第2部第2章参照)。表1-2の上から2段目の測定点P1の結果はP2とP3に比べると劣る。測定点P1では近くを自動車が頻りに通過する他、建物のドアの開閉による衝撃音が混入することが少なくない。正答率が落ちる理由はこの点に帰着される。図1-15に、このような悪条件の時の相関波形の時間変化の例を示す(測定点P2で観測されたものである)。この例では航空機騒音による本来の相関ピークの時間変化に暗騒音による相関ピーク(遅れ時間0のところ)が重なっているのがわかる。もう一つの極端な例としてマイクロホンに近いところで建設工事が行われたために定常的な作業音が航空機騒音に重なって観測された時の相関波形の時間変化を示す(図1-16)。図の下半分の時間(前半)では航空機が頭上を通過してその音が大きいため相関ピークがきれいに現れているが、上半分(後半)では作業音の方が優勢で、負の遅れ時間に相関ピークが移っている。遅れ時間が負の理由は作業位置がマイクロホン対より下側になるためである。

表1-3はプロベラ機とヘリコプタの離着陸騒音の処理結果である。白色化の手順による正答率の変化は表1-1に示したジェット旅客機の場合と大差ないが、 $R_{err}$ への誤りは減り、無関係なピークへの誤り $R_{err}$ が増えている。表1-3の上から3段目は1、2段目のデータからYS11のみを取り出して整理した結果である。前述のように、YS11はファンの回転による周波数4kHz前後の純音成分を含み、プリエンファシスの後でも、相関波形に振動的な波形として残る。それが $R_{err}$ の増加につながったものと考えられる。その例を図1-17に示す。

表1-2と表1-3の最下段の結果は1、3、1節で述べた測定と異なり、大阪国際空港の着陸側で取得された測定データの分析結果であるが、信号白色化がかえって正答率の低下を招いている。特に、線形予測残差処理のみの手順2の結果が悪い。この測定点はジェット機の仰角が $10^\circ$ 以下と極めて低い。YS11は真上を通過する場合も多いが、そばに高速道路があるために定常的に暗騒音が大きく、航空機騒音のSN比はピーク騒音レベル付近でも高々 $10\sim 15$ dBで、輝野は非常に悪かった。これが正答率を悪化させた理由と考えられる。なお、この測定ではマイクロホンの間隔を従来と同じ $1.7$ mとしており、他の場合(1m)に比べて長かった。

最後に、表1-1~表1-3から代表的なケースの結果を選び、白色化手順と正答率の関係をグラフとして表示したものを図1-18として示す。

### (3) プリエンファシスの定数 $\beta$ による相関ピーク検出の正答率の変化

信号の白色化によって相関法を改善するにはプリエンファシスと線形予測残差処理を併用する手順3が最も好ましいことが明らかになった。ここではプリエンファシスの差分フィルタの定数 $\beta$ の値をどれくらいにするのが適当かについて吟味した結果を述べる。

線形予測残差処理を併用しない手順1と併用する手順3について、 $\beta$ の値を $0.4\sim 1.4$ の範囲で $0.2$ ずつ変化させて相関ピーク検出の正答率を調べた。線形予測モデルの次数は10次に固定した。表1-4に結果を一覧する。用いた測定データは飛行経路の直下(福岡国際空港;測定点P5)で観測したジェット機の離着陸騒音である。エンジンのバイパス比によって高い周波数の純音成分の強さが異なるため、バイパス比の小さい機種(B737、DC9)と大きい機種(B747、B767)をともに含むようにデータを選択した。離陸の結果にはプロベラ機YS11も1機含まれている。 $\beta$ と正答率の関係は図1-19のグラフにも示してある。 $\beta$ が1に近い時に良い結果になっており、その傾向は線形予測残差処理の有無によらない。図1-5からも予想される通り、 $\beta=1$ 付近での正答率の変化は小さい。上記の解析結果はいずれもデータサンプリング時間間隔 $100\mu s$ での結果である。前節で述べたように、サンプリング時間間隔を変えれば差分を取るサンプルの間隔を変えて低域の遮断特性を同じに保つ必要がある。例えば、サンプリング時間間隔 $25\mu s$ では差分を取るデータの時間間隔を4倍にする必要がある。

#### (4) 線形予測モデルの次数による相関ピーク検出の正答率の変化

ブリエンファシスと線形予測残差処理を併用する手順3によって、線形予測の次数と相関ピーク検出の正答率の関係を調べた。その結果、図1-20のグラフにも示すように、次数を高くする方が正答率は向上するものの、10次以上の時の変化は大きくなかった。なお、ブリエンファシスの $\beta$ は1に固定した。使用したデータは基本的には(3)の場合と同じであるが、ブリエンファシスを併用しても高い次数(32~48次)になると予測残差が負になって所定の次数まで予測モデルの係数の推定を行えない場合があり、安定性に欠けるきらいがある。ここで示した結果は高い次数まで安定に求められたデータだけによるものである。

#### (5) 信号白色化に先立つローパスフィルタの効果

バイパス比の大きいターボファン型エンジンを搭載する最近のジェット機やYS11の騒音の分析結果では相関波形が乱れて短い周期の振動的な波形となり、相関ピーク検出に影響を及ぼす場合がある。これらの航空機の騒音にはファンの回転に伴う、中心周波数が2~4kHzの純音性の強い成分が含まれていてブリエンファシスや線形予測残差処理では除去できず、相関波形に現れるものである。すなわち、信号のサンプリング時間間隔を100 $\mu$ sにするとブリエンファシスによる低域遮断周波数は2.5kHz(図1-5参照)となるので、この純音成分を除去することができない。このようなファン騒音はファンの回転軸方向(機体の進行方向)に強い指向性を持ち、航空機が真上に接近する時に顕著に観測される。ここでは白色化に先立って信号をローパスフィルタに通すことによってこの純音成分を除去してみたものである(図1-4参照)。図1-21に処理例を示す。図の上段は白色化手順1によりブリエンファシス( $\beta=1$ )を施した場合、下段は手順3によってブリエンファシス( $\beta=1$ )と線形予測残差処理(10次)を施した場合である。データはジェット機B747が真上を離陸上昇する際の騒音の分析結果である。フィルタ処理をしない左側の相関波形では、手順1より手順3の方が幾らか良好ではあるものの、真上通過の前は短い周期の振動的な波形に覆われていて相関ピークがはっきり見えない。それに対し、遮断周波数1.5kHz、2kHzのローパスフィルタに通した後で計算をした中央と右側の結果は全体的に相関ピークが際だっているのがわかる。

#### (6) 線形予測残差処理の簡略化

ここまで、信号の白色化は、相互相関を計算する2チャンネルの信号の各々について、個別に行うことを前提に解析してきた。しかし、実際にハードウェアとして実現する場合には簡便さや製造コストの低減も重要な要因であり、処理の簡略化を図ることは意味がある。そこで、白色化処理のうちの線形予測モデル推定を片方のチャンネルについてのみ行い、得られた予測係数を両方のチャンネルの信号に適用して残差信号に変換する方法を手順3について試みた。使用したデータは(3)の場合とほぼ同じである。処理の結果を表1-4に示す。離着陸とも、片チャンネル処理と両チャンネル処理の差は少なかった。

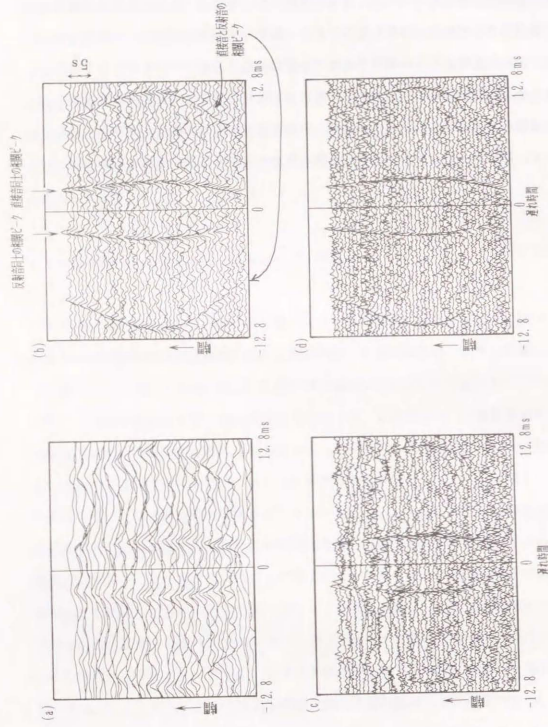


図1-10 信号白化による相関波形の変化；ジェット旅客機 (MD81) の離陸騒音  
 (a) 手順0：白化なしの場合 (従来法)  
 (b) 手順1：プリエンファシスのみによる白化  
 (c) 手順2：細形予測感差交換のみによる白化  
 (d) 手順3：プリエンファシスと細形予測感差交換を併用する白化

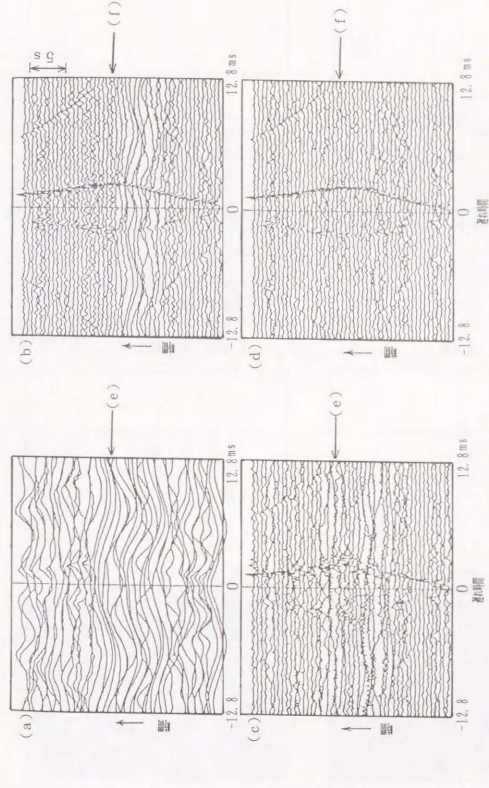


図1-11 信号白化による相関波形の変化  
 ;プロペラ機 (P3C) の離陸騒音  
 (a) 手順0 (b) 手順1  
 (c) 手順2 (d) 手順3  
 (e), (f) ; (a) ~ (d) の  
 図に矢印で示した時刻1回分  
 の波形の拡大

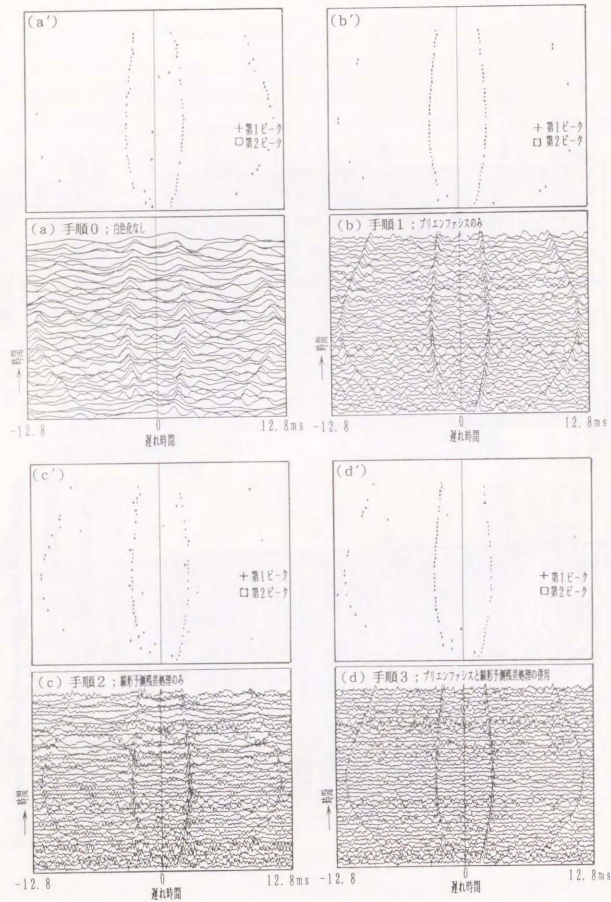


図1-12 信号白色化による相関波形の変化と自動検出による相関ピークの検出結果；図1-10と同じMD81のデータの結果  
(a)～(d)；相関波形。(a')～(d')；相関ピーク

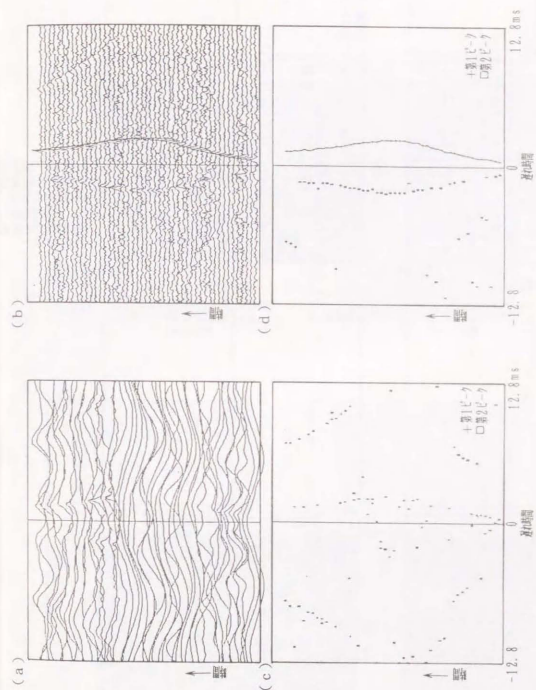


図1-13 信号白色化による相関波形の変化と自動検出による相関ピークの検出結果；図1-11と同じP3Cのデータの結果  
(a)～(d)；相関波形。(a')～(d')；相関ピーク  
(a) 手順0 (注1) の場合の相関波形  
(b) 手順3 (注1) の場合の相関波形  
(c) (a) の場合の相関ピークの自動検出の結果  
(d) (b) の場合の相関ピークの自動検出の結果

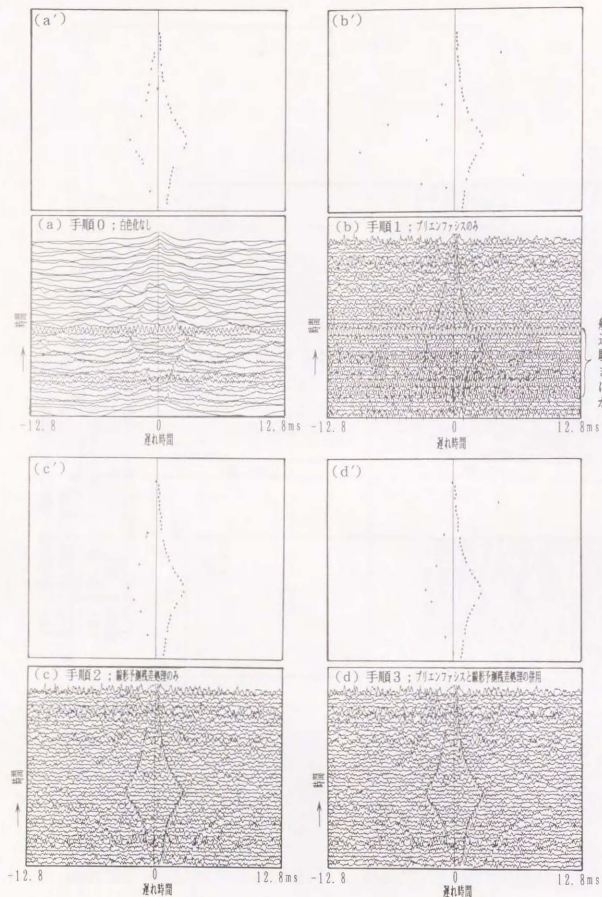


図1-14 信号白色化による相関波形の変化と自動検出による相関ピークの検出結果；航空機の頭上通過時の付近で相関波形が周期的に乱れを示す場合の例  
(a)~(d)：相関波形。(a')~(d')：相関ピーク

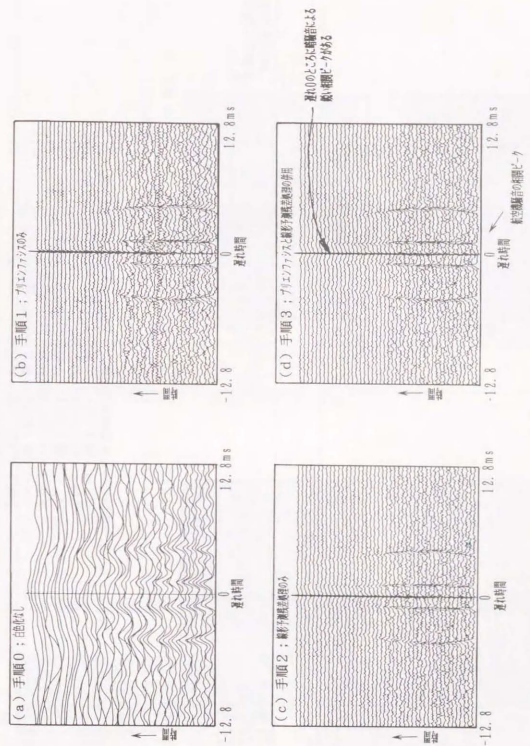


図1-15 航空機騒音に大きな相関音を重ねた場合の相関波形の変化の例；測定点P2におけるL1011の離陸騒音

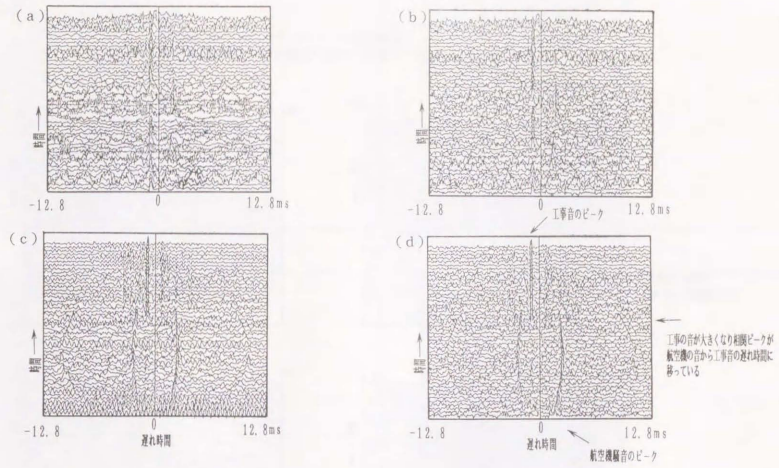


図1-16 航空機騒音に大きな暗騒音が重なった場合の相互相関波形の例  
 (a) ジェット機 (L1011) の騒音に工事の音が重なった時の手順1 (プエファッスめ) の結果  
 (b) ジェット機 (L1011) の騒音に工事の音が重なった時の手順3 (プエファッスめと影形機銃射撃音) の結果  
 (c) プロペラ機 (YS11) の騒音に工事の音が重なった時の手順1 (プエファッスめ) の結果  
 (d) プロペラ機 (YS11) の騒音に工事の音が重なった時の手順3 (プエファッスめと影形機銃射撃音) の結果

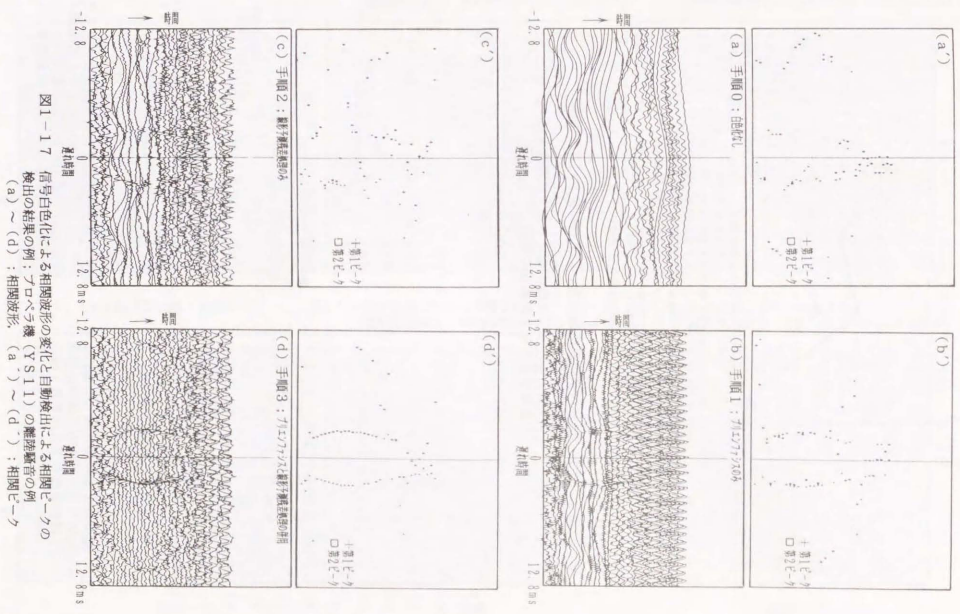


図1-17 信号白化による相関波形の変化と自動検出による相関ピークの検出結果の例：プロペラ機 (YS11) の騒音騒音の例 (a) ~ (d) : 相関波形 (a') ~ (d') : 相関ピーク

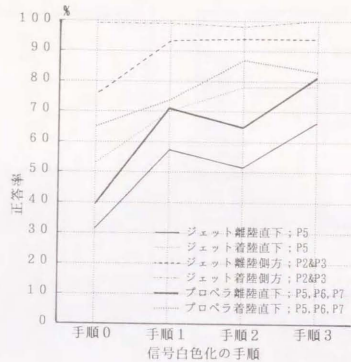


図1-18 信号白色化の手順の違いによる相関ピーク検出の正答率の変化  
 ; プリエンファシスの差分フィルタの定数 $\beta$ は1.0  
 ; 線形予測モデル次数は10次

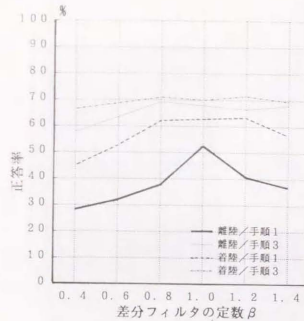


図1-19 差分フィルタの定数 $\beta$ の値による相関ピーク検出の正答率の変化  
 ; 線形予測モデル次数は10次

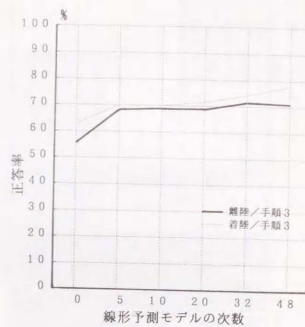


図1-20 線形予測差処理における予測モデルの次数 $L$ による相関ピーク検出の正答率の変化  
 ; 差分フィルタの定数 $\beta$ は1.0

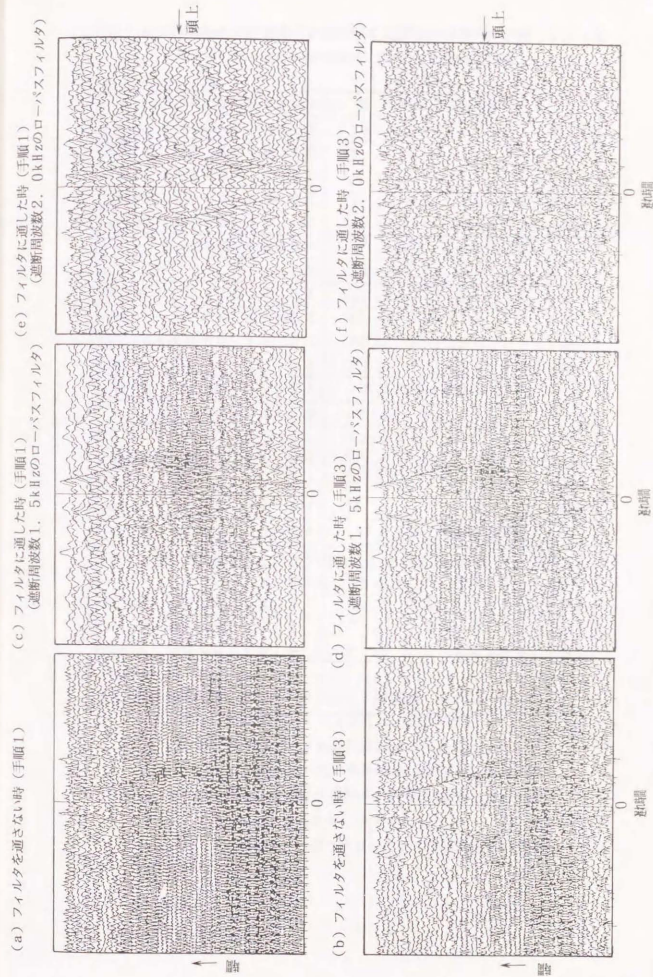


図1-21 ローパスフィルタによる高域周波数成分の除去が相関数の波形改善に及ぼす効果



表1-1 信号の白色化の手順による相関ピーク検出の正答率の変化(1)  
: 飛行経路直下のジェット機の分析結果

ジェット機の離陸騒音; 測定点 P5 (最大仰角 70° 以上)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順0	10	31.4 (5.9)	33.2	18.2	17.2
手順1	10	57.4 (6.6)	38.0	4.0	0.6
手順2	10	51.7 (5.4)	25.1	2.4	20.8
手順3	10	66.6 (6.9)	30.0	0.9	2.5
ジェット機の離陸騒音; 測定点 P6 (最大仰角 60° 以上)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順0	9	36.1 (11.0)	31.6	19.0	13.3
手順1	9	61.5 (8.0)	32.1	4.9	1.5
手順2	9	58.3 (9.8)	20.3	3.9	17.5
手順3	9	71.1 (6.9)	23.2	2.2	3.4
ジェット機の着陸騒音; 測定点 P5 (最大仰角 70° 以上)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順0	9	53.1 (18.9)	31.5	0.6	14.8
手順1	9	70.0 (12.4)	21.5	0.6	7.9
手順2	9	78.1 (14.5)	15.0	0.3	6.6
手順3	9	78.4 (8.0)	16.7	0.6	4.3
ジェット機の着陸騒音; 測定点 P6 (最大仰角 35~90°)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順0	9	88.9 (6.3)	6.2	0.5	4.4
手順1	9	85.7 (6.9)	6.9	0.5	6.9
手順2	9	93.8 (3.7)	4.2	0.0	2.0
手順3	9	92.9 (3.7)	4.9	0.0	2.2

R<sub>correct</sub> と σ; 相関ピークの正答率の平均と標準偏差 (%)  
 R<sub>err-1</sub>; 反射音同士によるピークへの誤答率の平均 (%)  
 R<sub>err-2</sub>; 直接音と反射音によるピークへの誤答率の平均 (%)  
 R<sub>err-3</sub>; その他への誤答率の平均 (%)  
 N ; データ機数 (1機当たりのピーク検出回数は45回)

表1-2 信号の白色化の手順による相関ピーク検出の正答率の変化(2)  
: 飛行経路側方のジェット機の分析結果

ジェット機の離陸騒音; 測定点 P2 & P3 (最大仰角 20~70°)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順0	10	75.6 (14.7)	4.9	17.6	2.0
手順1	10	93.3 (8.1)	0.7	5.6	0.4
手順2	10	94.0 (6.2)	0.9	3.3	1.8
手順3	10	94.2 (5.5)	0.7	5.1	0.0
ジェット機の離陸騒音; 測定点 P1 (S/N悪し; 最大仰角 40~60°)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順0	9	55.8 (18.1)	17.3	23.9	3.0
手順1	9	69.1 (16.1)	11.6	18.5	0.7
手順2	9	78.3 (14.2)	10.9	10.1	0.7
手順3	9	75.6 (15.4)	11.1	13.3	0.0
ジェット機の着陸騒音; 測定点 P2 & P3 (最大仰角 20~30°)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順0	10	99.1 (2.2)	0.0	0.7	0.2
手順1	10	99.1 (2.8)	0.2	0.2	0.5
手順2	10	98.0 (2.9)	0.0	0.4	1.6
手順3	10	100.0 (0.0)	0.0	0.0	0.0
ジェット機の着陸騒音; その他の測定点 (大阪国際空港着陸経路側方) (S/N悪し; 最大仰角 10° 以下)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順0	8	90.6 (14.4)	0.0	0.0	9.4
手順1	8	86.1 (16.6)	0.0	0.0	13.9
手順2	8	38.3 (12.5)	0.0	0.0	61.7
手順3	8	63.1 (16.1)	0.0	0.0	37.0

R<sub>correct</sub> と σ; 相関ピークの正答率の平均と標準偏差 (%)  
 R<sub>err-1</sub>; 反射音同士によるピークへの誤答率の平均 (%)  
 R<sub>err-2</sub>; 直接音と反射音によるピークへの誤答率の平均 (%)  
 R<sub>err-3</sub>; その他への誤答率の平均 (%)  
 N ; データ機数 (1機当たりのピーク検出回数は45回)

表1-3 信号の白色化の手順による相関ピーク検出の正答率の変化(3)  
;飛行経路直下のプロペラ機とヘリコプタの分析結果

プロペラ機とヘリコプタの離陸;測定点 P5、P6、P7 (YS11を含む)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順0	5	39.4 (8.9)	12.2	10.9	37.6
手順1	5	71.1 (25.0)	13.9	0.4	14.5
手順2	5	64.9 (19.3)	13.8	2.4	18.8
手順3	5	81.4 (17.1)	8.9	2.2	7.5
プロペラ機とヘリコプタの着陸;測定点 P5、P6、P7 (YS11を含む)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順0	5	65.2 (22.9)	10.6	9.8	14.4
手順1	5	73.8 (21.3)	7.4	2.2	16.5
手順2	5	87.1 (9.4)	9.0	1.3	2.6
手順3	5	83.4 (17.3)	8.5	0.9	7.6
上記のうちプロペラ機YS11の全ての離着陸;測定点 P5、P6					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順0	7	48.4 (15.5)	11.2	5.1	35.3
手順1	7	63.0 (19.2)	13.4	1.9	21.7
手順2	7	69.4 (17.9)	14.4	1.3	14.9
手順3	7	75.7 (14.8)	11.5	2.2	10.5
プロペラ機YS11の着陸騒音;測定点は大坂国際空港着陸側(最大の仰角が10°以下のデータでS/Nは悪いものが2つ入っている)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順0	7	57.4 (11.8)	0.0	0.0	42.5
手順1	7	58.4 (25.8)	0.0	0.0	41.6
手順2	7	33.3 (15.5)	0.0	0.0	66.6
手順3	7	34.9 (16.4)	0.0	0.0	65.1

R<sub>correct</sub> とσ; 相関ピークの正答率の平均と標準偏差(%)

R<sub>err-1</sub>; 反射音同士によるピークへの誤答率の平均(%)

R<sub>err-2</sub>; 直接音と反射音によるピークへの誤答率の平均(%)

R<sub>err-3</sub>; その他への誤答率の平均(%)

N; データ機数(1機当たりのピーク検出回数は30~45回)

表1-4 ブリエンファシスの差分フィルタの定数βの値による  
相関ピーク検出の正答率の変化(線形予測モデルの次数L=10)

飛行経路直下でのジェット旅客機の離陸騒音;測定点P5					
	β	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順1	0.4	28.4 (10.9)	36.4	15.1	18.7
;予測	0.6	32.0 (9.6)	36.4	13.8	17.3
残差	0.8	37.8 (9.6)	34.2	16.0	12.0
処理	1.0	52.4 (7.0)	33.3	11.5	2.7
なし	1.2	40.9 (11.0)	35.1	9.8	14.2
	1.4	36.9 (9.6)	33.3	10.2	19.1
データ機数 5 (1機当たりのピーク検出回数は45回)					
飛行経路直下でのジェット旅客機の着陸騒音;測定点P5					
	β	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順3	0.4	57.8 (6.1)	25.3	4.9	12.0
;予測	0.6	63.6 (5.6)	24.4	4.0	8.0
残差	0.8	69.3 (6.2)	24.5	3.1	3.1
処理	1.0	68.0 (6.8)	25.3	4.9	1.8
あり	1.2	66.7 (6.1)	24.5	4.0	4.4
	1.4	68.0 (6.0)	23.6	4.0	4.4
データ機数 5 (1機当たりのピーク検出回数は45回)					
飛行経路直下でのジェット旅客機の着陸騒音;測定点P5					
	β	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順1	0.4	45.0 (18.3)	26.1	3.3	25.5
;予測	0.6	52.8 (20.1)	22.2	3.9	21.1
残差	0.8	62.2 (14.9)	16.6	6.1	15.0
処理	1.0	62.8 (12.0)	15.0	7.2	15.0
なし	1.2	63.3 (18.5)	16.7	6.1	12.8
	1.4	56.7 (16.9)	19.5	6.7	17.2
データ機数 4 (1機当たりのピーク検出回数は45回)					
	β	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順3	0.4	66.7 (14.9)	18.3	4.5	10.6
;予測	0.6	68.9 (13.2)	17.2	4.4	9.5
残差	0.8	71.2 (13.2)	16.7	2.8	9.5
処理	1.0	70.0 (12.1)	15.6	2.2	12.2
あり	1.2	71.7 (10.6)	16.7	1.1	11.1
	1.4	69.5 (11.9)	16.1	2.8	11.7

R<sub>correct</sub> とσ; 相関ピークの正答率の平均と標準偏差(%)

R<sub>err-1</sub>; 反射音同士によるピークへの誤答率の平均(%)

R<sub>err-2</sub>; 直接音と反射音によるピークへの誤答率の平均(%)

R<sub>err-3</sub>; その他への誤答率の平均(%)

表1-5 線形予測残差処理における予測モデルの次数Lによる  
相関ピーク検出の正答率の変化

飛行経路直下でのジェット旅客機の離陸騒音；測定点P5					
	L	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順3	0	55.5 (11.2)	33.3	8.0	3.1
；予測	5	68.4 (5.6)	25.8	3.5	1.8
残差	10	68.9 (7.6)	24.9	4.5	1.8
処理	20	68.9 (4.1)	24.9	4.0	1.8
あり	32	71.6 (5.1)	23.1	3.6	1.8
	48	71.1 (6.6)	22.7	4.4	4.4
データ機数 5 (1機当たりのピーク検出回数は4.5回)					
飛行経路直下でのジェット旅客機の着陸騒音；測定点P5					
	L	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>err-1</sub>	R <sub>err-2</sub>	R <sub>err-3</sub>
手順3	0	62.8 (12.0)	15.0	7.2	15.0
；予測	5	70.0 (11.1)	16.1	2.2	11.1
残差	10	70.0 (12.1)	15.6	2.2	12.2
処理	20	71.7 (10.0)	16.1	2.8	9.4
あり	32	74.4 (10.4)	13.3	2.8	9.5
	48	77.8 (10.7)	10.6	1.7	9.4
データ機数 4 (1機当たりのピーク検出回数は4.5回)					
プリエンファシスの差分フィルタの定数 β = 1.0					

表1-6 線形予測残差処理の予測係数の推定を片チャンネルの信号についてのみ行った場合と両チャンネルについて行った場合の  
相関ピーク検出の正答率の変化

飛行経路直下でのジェット旅客機の離陸騒音；測定点P5			
	片チャンネルの推定		両チャンネルの推定
R <sub>correct</sub> / σ	68.9 / 6.3		68.9 / 7.6
R <sub>err-1</sub>	25.3		24.9
R <sub>err-2</sub>	4.0		4.5
R <sub>err-3</sub>	1.8		1.8
データ機数 5 (1機当たりのピーク検出回数は4.5回)			
飛行経路直下でのジェット旅客機の着陸騒音；測定点P5			
	片チャンネルの推定		両チャンネルの推定
R <sub>correct</sub> / σ	72.0 / 10.2		72.4 / 11.8
R <sub>err-1</sub>	15.1		14.2
R <sub>err-2</sub>	1.3		1.8
R <sub>err-3</sub>	11.5		10.7
データ機数 5 (1機当たりのピーク検出回数は4.5回)			
プリエンファシスの差分フィルタの定数 β = 1.0			
線形予測モデルの次数 L = 10			

R<sub>correct</sub> と σ：相関ピークの正答率の平均と標準偏差 (%)  
 R<sub>err-1</sub>：反射音同士によるピークへの誤答率の平均 (%)  
 R<sub>err-2</sub>：直接音と反射音によるピークへの誤答率の平均 (%)  
 R<sub>err-3</sub>：その他への誤答率の平均 (%)

#### 1. 4 遮蔽板による設置面反射音の低減と相関ピーク検出の改善

マイクロホンを設置面から持ち上げると、(1-5)式の通り、相互相関関数には直接音同士のピークの他に反射音による3つのピークが現れる。前節の相関ピークの自動検出の結果を見ると直接音同士のピークが最大になることが多かったが、音響的に固い設置面の上では手順3の白色化を行った後でも反射音同士によるピーク、(1-5)式右辺第2項の方が大きくなり、ピークの検出を誤ることがあった。この現象は設置面がコンクリート舗装などで反射特性が1に近く航空機が真上付近を通過する時に顕著に現れる(表1-1)が、飛行経路側方の結果でも見られた(表1-2)。

このような設置面反射による相関ピークの検出誤りを防ぐため、従来はマイクロホン間隔と設置面からマイクロホンまでの高さの関係を調節するなどの工夫で対処していたが、必ずしも良い結果にならなかった。そこで、マイクロホンの下に遮蔽板をおいて反射音を遮るようにし、検出誤りを低減する試みを行った。マイクロホン(M<sub>1</sub>とM<sub>2</sub>)の配置と遮蔽板の取り付けの様子を図1-22(および図1-3の右側)に示してある。遮蔽板は上方や側方からマイクロホンに到来する直接音を妨げないように下側のマイクロホンM<sub>1</sub>にのみ取り付けることとした。遮蔽板は直径35cm、厚さ10mmのベークライト製の円板で、水平に設置した。マイクロホンは円板の上側から下向きに、マイクロホンの膜面と円板の間隙が10mm以下になるようにした。このようなinverted microphone[11]の配置では円板の寸法を十分に大きくしないと回折の影響が入るが、ここでは設置面から反射して来る音が減衰して相関ピーク検出の誤りを起こさなければ目的を達成するため、直径35cmという小さな円板で十分である。上側のマイクロホンM<sub>2</sub>は通常通り上向きに設置した。この時、観測される信号の相互相関関数は次式ようになる。

$$R_{21}^*(\tau) = R_{11}^*(\tau - t_h) + \alpha \cdot R_{11}^*(\tau + t_h + 2t_h) \quad (1-8)$$

上式には上側マイクロホンへ到来する反射音による相関ピークが残っているが、前節の検討結果などを踏まえるとこの項への誤りは多くない。図1-23に遮蔽板の取り付けによる相互相関関数の波形の変化の例を示す。これは測定1(新東京国際空港の測定)の一部として測定点P1で得たデータである。通常および遮蔽板付きのマイクロホンの配置を

同時に設置して同一の航空機の騒音を観測したデータである。二通りのマイクロホン配置の設置場所が2〜3m離れていて地面反射の様子が同じではなかったことと円板サイズが有限であることによる回折の影響で反射による相関ピークの現れ方は必ずしも(1-8)式右辺と合致しないが、遮蔽板有りの方が反射のピークが小さくなっていることがわかる。データ数は3つと少ないが、この測定点P1で得たデータについて相関ピークの自動検出を行って結果を整理し、遮蔽板の効果を検討した。その結果を表1-7に示す。上述の通り、遮蔽板有り無しで反射の様子に違いがあったが、便宜的に同じ分類の仕方での検出の誤りを整理した。表より、遮蔽板によって反射ピークへの検出誤りが低減されたことがわかる。正答率 $R_{correct}$ と反射への誤り率の和( $R_{err-1} + R_{err-2}$ )の白色化手順による変化をグラフとして図1-24に示す。

以上により、遮蔽板の使用が設置面から反射の影響を低減するのに有効であることはわかったが、航空機が真上を飛ぶ場合に比べて、遠方を飛び仰角が低い場合には遮蔽板の有効面積が小さくなって遮蔽効果が落ちると予想されることや、実用化するには風雑音や降雨降雪の影響を抑えるためのウィンドスクリーンの取り付け、水切り、支持の方法など、解決しなければならない問題が残る。

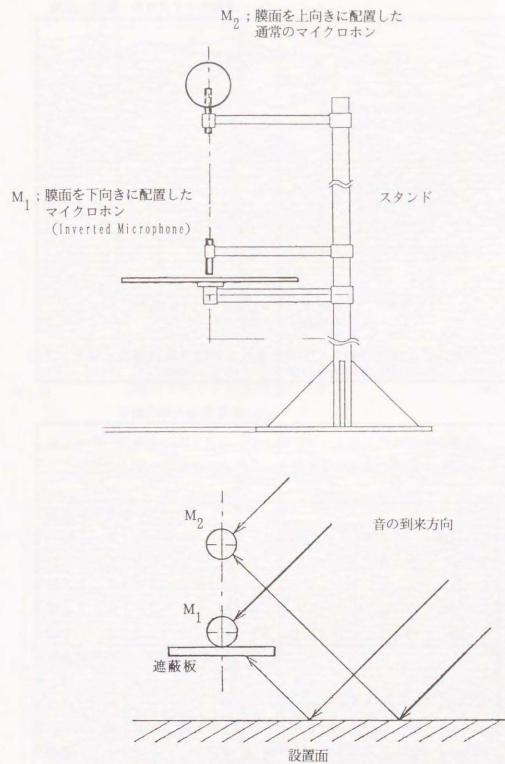


図1-22 設置面からの反射音の影響を低減するための遮蔽板とマイクロホンの取り付け状況

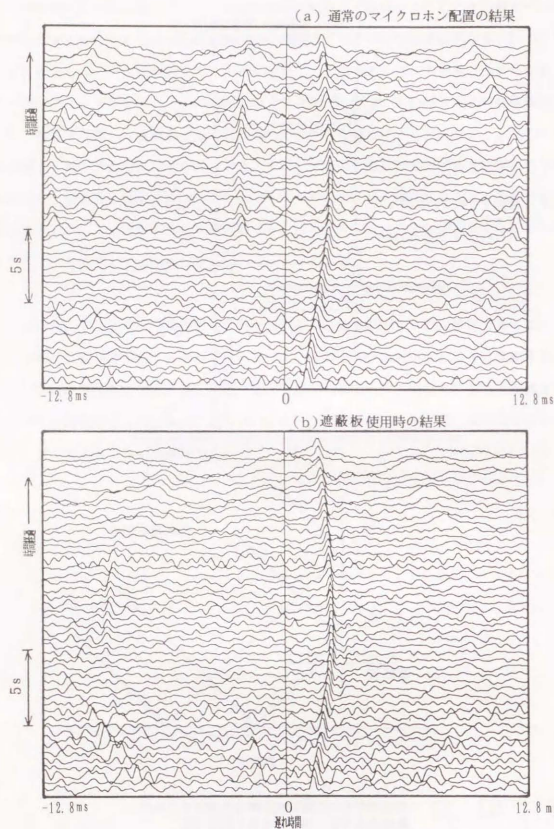


図1-23 通常の上下のマイクロホン配置と遮蔽板使用時 (Inverted Microphone) の時の相互相関関数の波形の比較

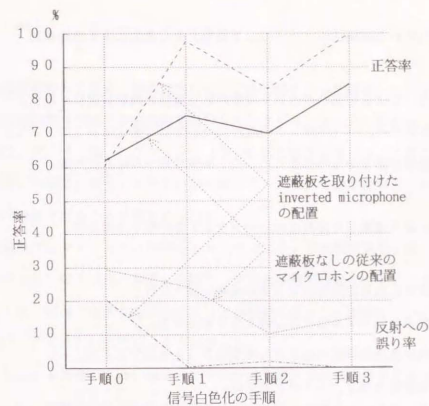


図1-24 遮蔽板取り付けによる相関ピーク検出の正答率の変化 ; プリエンファシスの差分フィルタの定数 $\beta$ は1.0 ; 線形予測モデル次数は100次

表1-7 遮蔽板の取り付けによる相関ピーク検出の正答率の変化 ; 飛行経路側方のジェット機の分析結果 (測定点 P1)

遮蔽板なしの場合の結果					
手順	N	$R_{correct}$ ( $\sigma$ )	$R_{err-1}$	$R_{err-2}$	$R_{err-3}$
手順0	3	62.2 (18.2)	14.1	15.6	8.1
手順1	3	75.6 (8.0)	17.0	7.4	0.0
手順2	3	70.4 (6.4)	7.3	3.0	10.4
手順3	3	85.2 (4.6)	13.3	1.5	0.0
遮蔽板を取り付けた場合の結果					
手順	N	$R_{correct}$ ( $\sigma$ )	$R_{err-1}$	$R_{err-2}$	$R_{err-3}$
手順0	3	60.7 (9.0)	5.9	14.8	18.5
手順1	3	97.8 (2.0)	0.0	0.7	1.5
手順2	3	83.7 (11.4)	0.0	2.2	13.3
手順3	3	100. (0.0)	0.0	0.0	0.0

$R_{correct}$  と  $\sigma$  ; 相関ピークの正答率の平均と標準偏差 (%)  
 $R_{err-1}$  ; 反射音同士によるピークへの誤答率の平均 (%)  
 $R_{err-2}$  ; 直接音と反射音によるピークへの誤答率の平均 (%)  
 $R_{err-3}$  ; その他への誤答率の平均 (%)  
 N ; データ機数 (1機当たりのピーク検出回数 は 45回)

## 1. 5 改良された相関法のハードウェア実現と実用運用による性能確認

信号白色化による相関法の改良を実際の航空機騒音識別装置に応用するためにハードウェア化が行われた。ハードウェアの設計については文献17および18に記してあるが、回路設計の説明は本論から外れるため、ごく簡単に述べるにとどめる。

白色化により改善した相関法のハードウェアを作製する際には、

信号の白色化は2チャンネル同時に独立に行う、  
線形予測モデルの次数は最大32次とする、  
判別処理の最短の繰り返し周期は0.2s以下とする、  
消費電力は2.5W以下とする、

などの条件を満たすように仕様を定めた。これらを満たすために、装置はCMOSの32ビットのDSPとマイクロプロセッサを用いてマイクロホンやローパスフィルタ、A/D変換器(12ビット)、ROM、RAMなどで構成してある。航空機騒音識別装置としては、この装置とデジタル騒音計を組み合わせ一過性の騒音事象の区間を検出し、そのあいだ繰り返し算出される相互相関関数のピークの遅れ時間の情報を総合して航空機騒音とその他の音を識別する。作製された装置によるデータサンプリングから相互相関関数の計算に至る一連の処理に要した時間は160msであった。作製された装置に多くのデータを入力し、白色化によって相関ピーク検出の性能が向上することが改めて確かめられた。

このハードウェアは上記の試作の後、実用装置として組み上げられ、実際に空港周辺に設置された自動監視システムに装備されている。福岡国際空港に国(運輸省)が設けている航空機騒音監視システムは1990年3月に設備が更新されたが、その測定点の自動監視装置にこの白色化で改良された相関法による航空機騒音識別装置が取り付けられた。その1ヶ月間(5月分)の観測データを整理して識別性能を眺めた。測定点は図1-8のP5とP6と同じである。福岡空港では1日に100便前後の航空機が離陸する。着陸もほぼ同数である。

## 1. 6 まとめ

自動監視装置の航空機騒音識別装置に応用する相関法の性能改善について検討した。

- (1) 相互相関関数を計算する前に観測信号を白色化することにより戦闘機からジェット旅客機、プロペラ機、ヘリコプタまで多くの航空機の騒音について相互相関関数が音の到来時間差に相当する遅れ時間に鋭いピークを持つ波形になり、相関ピークの検出が容易になることが確かめられた。
- (2) 検証実験ではマイクロホン間隔を1m、サンプリング時間間隔を100usとしたが、仰角が20°以下でも、確実に相関ピークの遅れ時間の変化を判別できた。また、仰角10°程度でも変化を検出することが可能であった。設置面からの反射による相関ピークもきれいに現れるようになった。
- (3) 白色化による改善の度合いは差分フィルタと予測残差処理を併用する手順3が最も良かった。予測残差処理の方が相関ピークの尖鋭化が優れているが、差分フィルタを併用しない手順2は計算中に予測残差が負になって高次まで計算を進められないことがあり、安定性に欠けることが分かった。これは航空機騒音のスペクトル中に大きな純音成分があってスペクトルダイナミックレンジが大きい場合などに生じるもので、線形予測に先立って差分フィルタを行うと改善されることが分かった。
- (4) 白色化をした後の相関ピーク検出の誤りは飛行経路直下の離陸が多かった。これは反射音のピークに間違えるものでピーク騒音レベルが観測される前後に発生する。機種では高バイパスターボファンのジェット旅客機とYS11が多かった。
- (5) 差分フィルタの定数 $\beta$ は $\beta-1$ の時に良好な結果が得られることがわかった。また、線形予測の次数は10次程度で足りることがわかった。
- (6) 周波数2~4kHzの強い純音成分が含まれる最新ジェット旅客機やYS11では、差分フィルタと予測残差処理で白色化しても航空機が観測点近傍を通過する直前で相関波形に短い周期の振動波形が重なり、ピーク検出に影響を及ぼす場合があった。差分フィルタに先だち、信号を低域通過フィルタに通して純音成分を除去すると、相関波形が改善されることが分かった。
- (7) 設置面反射による相関ピーク検出の誤りを防ぐため、マイクロホンの下に遮蔽板を置いて反射音を遮ることを試みた。(1-5)式第2、3項に相当するピークが減衰し、設置面反射の影響を低減するのに有効であることがわかった。

## 第2章 相関法に基づく飛行位置検出の方法の改良

### 2.1 飛行位置検出の目的と音響的な手法の意義

相関法の航空機騒音への応用は飛行位置の計測に用いられたのが最初であった[9]。飛行中の航空機の位置を計測する目的は様々である。航空交通管制の場合は数十～数百kmという広い範囲を飛んでいる航空機の位置や高度を調べることが目的であり、レーダーを使って計測される。それに対して航空機騒音の予測のための基礎データ測定や騒音防止のための飛行経路監視を目的とする場合は、空港から数十m～数kmの範囲を問題にしており、飛行高度も高々数百mに過ぎず、地表面に近い場合、電波計測は必ずしも適切ではない。従来、このような場合はセオドライト（経緯儀）を使って光学的に2ヶ所で同時に航空機の方位と仰角を計り、三角測量の原理によって飛行位置を同定する方法が取られてきた。セオドライトは測量に用いられるトランシットで、視野も狭く、航空機を追跡することは大変な作業であった。この点を改良するためにビデオカメラとレコーダを活用する手法が考案された[19]。この方法はさらに改良されて現在も大いに活用されている。

光学的な手法の最大の欠点は雨天、曇天、夜間等、航空機が見えない時には使えないことである。無人で全天を監視し、次々と飛来する航空機の機影を見つけて追跡することも光学的な方法では難しい。音響的な手法で飛行位置を検出すれば、そのような光学的な手法の欠点を逃れることができる。音速は光の速度に比べて小さく音源から観測点までの距離も長いので、音の伝搬に要する時間を無視できない。そのため、相関法では時々刻々の飛行位置を騒音から連続的に追跡することは難しく、予め定められた測定断面を航空機が通過する時点の飛行位置を計測することが基本になる。測定される飛行位置が測定断面のものに限られても騒音対策の一環として飛行経路の制限が遵守されるか否かを監視するのに役立つし、複数の測定断面を設け、順次、位置計測を行わせれば飛行経路を推定することも可能である。

時間的な経過を辿れば、飛行位置の検出を意図した最初の研究[9]が実用化の機会を得ずに終わった後、相関法は観点を変えて航空機騒音を判別することに応用され[3-8]、

実際にハードウェアが作成されて自動騒音監視装置に組み込まれた。これは前章で述べた通り、垂直に並べたマイクロホン対の相互相関関数のピークの遅れ時間の大小および正負に基づいて上空から到来する音が否かのみを判別するものであるが、処理の内容は文献5の飛行位置検出と殆ど変わらず、仰角が実時間でも容易に求められるようになったため、再び飛行位置検出が試みられる結果となった[20]。今度は実際に2つの空港で航空機騒音自動監視装置に組み込まれて飛行位置を検出するのに利用された。1つは新東京国際空港の例で、指定された飛行高度より低く飛ぶ航空機を監視するために滑走路の南北に1ヶ所ずつ測定断面を設け、断面を横切る際の飛行位置を検出するものである。もう1つは大阪国際空港の例で、滑走路端から離陸の飛行経路に沿って3ヶ所の測定断面を設け、それを横切る際の飛行位置から航空機の飛行経路を推定するものである[21, 22]。これらは現在も稼働しており、実績が積み重ねられているが、遅れ時間分解能や相関ピークの検出誤りによって飛行位置の検出精度に限界があった。本章の研究は、この点を鑑み、騒音の自動監視装置へ組み込むことを前提として、飛行位置検出装置の精度の改善を意図して行ったものである[23, 24]。

## 2. 2 相関法による飛行位置検出の原理と仰角の計算方法

音響的な飛行位置検出は三角測量の原理により行う。図2-1に示すように飛行経路を挟んで2ヶ所の測定点を設け、それらを含む垂直な測定断面を航空機が横切る時の仰角を測れば、測定点間距離と合わせて飛行位置を同定できる[9]。自動監視装置を設置して無人で計測することを考えているので、測定点間距離は一度測定すれば足りる。ここでは各測定点で仰角を測定するところまでを考える。実際に飛行位置を算出するには2ヶ所の観測結果を照合して同一航空機のデータを結び付ける作業が必要であるが、オンライン/オフラインいずれの場合でも騒音の観測時刻が同時に自動記録されるし、騒音が航空機によるものか否かも同定されるので照合に問題はない。なお、測定断面の向きは航空機騒音の指向特性を考えると飛行経路になるべく直交する向きに近い方が望ましい。ジェット機の騒音のうち、気流騒音は進行方向斜め後ろに強い指向性を持つが、タービンファン音は前方で大きい。従って測定断面と飛行経路が並行に近くなると測定断面通過時に2ヶ所の測定点で観測される騒音の音源位置や特性が異なることになる。測定点までの距離が十分に大きければ多少斜めの向きであっても実質的には問題はない。暗騒音は無視できるものとする。また、測定点で観測される航空機騒音は、第一章と同様に、十分に遠方から到来するとして平面波と仮定する。信号のコヒーレンシも十分保たれるとする。

航空機の騒音が測定断面方向から到来する時刻の検出、および、その時の仰角の推定は、図2-2に示すように、垂直と水平に並べた3組のマイクロホン対(4本で足りる)を用いて相関法で行う。マイクロホン $M_1$ を中心に $M_1$ と $M_2$ を垂直に、 $M_1$ と $M_3$ 、および $M_1$ と $M_4$ を水平に配置する。 $M_1$ と $M_4$ のマイクロホン対は測定断面に沿う向きとし、 $M_1$ と $M_3$ はそれと直交する向きとする。騒音の到来する向きを表す仰角と方位角を $\theta$ と $\phi$ とすると、上空を飛行する航空機の場合には、 $0 \leq \theta \leq \pi/2$ 、 $-\pi \leq \phi \leq \pi$ の範囲を考えれば足りる。 $\phi$ が正の時には向かい合う測定点の方(内側)から音は到来し、 $\phi$ が負の時には向かい合う測定点と反対側(外側)から音が到来することになる。

航空機騒音が測定断面の方向から測定点に到来する時( $\phi = \pm\pi/2$ )、 $M_1$ と $M_3$ のマイクロホンで観測される信号の到来時間差は0となる。これを $M_1$ と $M_3$ の観測信号の相互相関関数のピーク(相関ピーク)の遅れ時間から検出する。そしてこの時点の仰角



を残りのマイクロホン対の相関ピークの遅れ時間の関係式から算出する。各マイクロホン対で観測される信号の相互相関関数は入射信号  $s(t)$  の自己相関関数  $R_{ii}^{\pm}(t)$  を用いて、次式のように表される。

(I)  $M_1$  と  $M_2$  (垂直の対)

$$R_{12}^{\pm}(t) = R_{11}^{\pm}(t - \tau_h) + \alpha^2 \cdot R_{22}^{\pm}(t + \tau_h) \\ + \alpha \cdot [R_{11}^{\pm}(t - \tau_h - 2\tau_H) + R_{22}^{\pm}(t + \tau_h + 2\tau_H)] \quad (2-1)$$

(II)  $M_1$  と  $M_3$  (飛行方向の水平の対)

$$R_{13}^{\pm}(t) = (1 + \alpha^2) \cdot R_{11}^{\pm}(t - \tau_{13}) \\ + \alpha \cdot [R_{11}^{\pm}(t - \tau_{13} - 2\tau_H) + R_{22}^{\pm}(t - \tau_{13} + 2\tau_H)] \quad (2-2)$$

(III)  $M_1$  と  $M_4$  (測定断面方向の水平の対)

$$R_{14}^{\pm}(t) = (1 + \alpha^2) \cdot R_{11}^{\pm}(t - \tau_{14}) \\ + \alpha \cdot [R_{11}^{\pm}(t - \tau_{14} - 2\tau_H) + R_{22}^{\pm}(t - \tau_{14} + 2\tau_H)] \quad (2-3)$$

(2-1) 式～(2-3) 式において、いずれも第1項がマイクロホンに直接到来する音同士の相関であり、それらの相関ピークの遅れ時間は音の到来方向を表す仰角  $\theta$  と方位角  $\phi$ 、音速  $c$ 、マイクロホン間距離を用いて次のように表される。

$$\tau_h = (h/c) \cdot \sin\theta \quad (2-4)$$

$$\tau_H = (H/c) \cdot \sin\theta \quad (2-5)$$

$$\tau_{13} = (L_1/c) \cdot \cos\phi \cdot \cos\theta \quad (2-6)$$

$$\tau_{14} = (L_2/c) \cdot \sin\phi \cdot \cos\theta \quad (2-7)$$

図2-2に示すように、 $h$  は垂直対のマイクロホン間隔、 $L_1$  と  $L_2$  は水平な2組の対のマイクロホン間隔、 $H$  はマイクロホン  $M_1$ 、 $M_3$ 、 $M_4$  の地面からの高さである。また、 $\alpha$  は地面の反射率であり、ここでも簡単のため、周波数にはよらないと仮定している。

これより、次の3通りの仰角計算式が考えられる；

(I) 垂直のマイクロホン対 ( $M_1$  と  $M_2$ ) のみを用い、(2-4) 式から計算する。

(II) 垂直と水平のマイクロホン対 ( $M_1$  と  $M_2$ 、 $M_1$  と  $M_4$ ) をともに用い、

(2-4) および (2-7) 式から計算する。

(III) 水平のマイクロホン対 ( $M_1$  と  $M_4$ ) のみを用い、(2-7) 式から計算する。

まず、従来は上記の (I) すなわち垂直のマイクロホン対  $M_1$  と  $M_2$  の相関ピークの遅れ時間と仰角の関係式 (2-4) 式から次式で仰角  $\theta$  を計算していた[9, 20]。

$$\sin\theta = \tau_h \cdot c / h \quad (2-8)$$

(2-8) 式には音速が入っている。音速は気温で値が変化する。従って、仰角の推定精度を保つには気温を同時に観測して音速の値を補正する必要がある。しかし、長期間無人で騒音を監視する自動測定器にわざわざ気温センサーを用意することは装置全体の設置費用との関係で難しく、これまでは平均的な気温の音速の値を使って計算してきたのが実情である。なお、航空機の飛行経路は場合により大きくばらつくため、飛行経路をばむように測定点を配置したつもりでも測定点の外側を航空機が通過することもある。垂直対による(2-8)式から計算される仰角値は常に  $0 \sim 90^\circ$  の範囲にとどまるため、それだけでは内側を通過したか外側を通過したか否か判別できない。そのため、水平なマイクロホン対のうちの測定断面に平行な向き ( $M_1$  と  $M_4$ ) の相関ピークの遅れ時間  $\tau_{14}$  の符号を見て航空機が  $M_1$  と  $M_3$  のマイクロホン対のどちら側を飛んだか判別する必要がある。つまり、(I) の場合でも3組のマイクロホン対が必要である。

(II) 垂直と水平のマイクロホン対の関係式 (2-4) 式、(2-6) 式、(2-7) 式を全て用いると、音速を隔に含まない仰角の計算式が導かれる[24]。ただし、航空機が測定断面を通過する時点 ( $\phi = \pm\pi/2$ ) では  $\tau_{13} = 0$  となるので、仰角は  $\tau_h$  と  $\tau_{14}$  だけで計算される。

$$\tan \theta = \frac{\tau_h / h}{[(\tau_{13}/L_1)^2 + (\tau_{14}/L_2)^2]^{1/2}}$$

$$= \frac{\tau_h / h}{|\tau_{14}|/L_2} \quad (\phi = \pm \pi/2) \quad (2-9)$$

(2-9) 式は、マイクロホン対の間隔を等しくすれば ( $h = L_2$ )、簡単になる。

$$\tan \theta = \tau_h / |\tau_{14}|$$

$$= N_h / |N_{14}| \quad (2-10)$$

ここに、 $N_h$  と  $N_{14}$  は遅れ時間  $\tau_h$  と  $\tau_{14}$  をサンプリング時間間隔の整数倍の数値として表したときの整数である。すなわち、仰角の正接は遅れ時間を表す整数の比で与えられる。

(2-9) 式および (2-10) 式には音速は含まれておらず、気温を測定しなくとも、仰角の推定ができることになる。 $\tau_{14}$  の符号から航空機が測定点の外側を通過したか否かの判別ができることは前と同じである。

本章ではここまで、相関ピークの検出は正確に行われるものとして地面反射の影響を考えなかった。第一章で述べたように、垂直のマイクロホン対  $M_1$  と  $M_2$  の相関ピークを検出する際は、信号を白色化した後でも場合によっては最大 30% 程度の検出誤りが残る。その誤りは反射音同士によるピーク、(2-1) 式右辺第 2 項と間違えるものが多かった。それに対して水平のマイクロホン対の場合は、後述する検証実験の結果からわかるように、 $M_1$  と  $M_3$ 、 $M_1$  と  $M_4$  のいずれの場合も垂直対のような誤りは非常に少なく、ほとんど 100% の正答率で相関ピークが検出できる。その理由として (2-2) または (2-3) 式の第 1 項の振幅が第 2、3 項に比べて  $(1+a^2)/a$  倍になっていることが挙げられる。 $a \sim 1$  とすると、およそ 2 倍である。これは、反射音同士の到来時刻の関係が直接音同士と同じになり、(2-1) 式右辺第 2 項に相当する項が無くなるためである。(2-1) 式で 4 つの相関ピークが同程度の大きさだったのと比べると顕著な違いであり、信号の白色化

の効果と合わせ、一段と相関ピークの検出を容易にしている。なお、相関ピークの検出の誤りは暗騒音の混入によっても起こる。このような誤りは飛行位置の同定に致命的な影響を及ぼすため、取り除く必要が有る。これについては第 3 章の 3.3 節で述べる。

(Ⅲ) より、水平対の関係式 (2-7) のみでも仰角を推定することができる。

$$\cos \theta = |\tau_{14}| \cdot c / L_2 \quad (2-11)$$

前述のように、設置面反射による相関ピークの検出誤りの点からは垂直より水平の方が優るので、(Ⅰ) や (Ⅱ) の計算式よりは水平のみの (Ⅲ) による方が好ましいが、(Ⅰ) と (Ⅲ) は計算式に音速が入っている上、次節で吟味するように仰角によって誤差分散が変化する。長期間にわたる無人監視に用いることや飛行経路がばらつくことを考慮すると (Ⅱ) が優る。なお、無人監視では航空機以外の騒音を除外するために航空機騒音判別の機能を欠くことはできないが、これを水平対で行うことはできない。結局、(Ⅰ) ~ (Ⅲ) のいずれの計算式を用いるにしても、自動監視で飛行位置検出を行うには 3 組のマイクロホン対が必要である。次節では (Ⅰ) ~ (Ⅲ) の 3 通りの計算式による仰角推定誤差について吟味し、優劣を比較する。

飛行経路に平行なマイクロホン対  $M_1$  と  $M_3$  は航空機の移動方向検出にも利用される [21, 22]。(2-6) 式より、このマイクロホン対の相関ピークの遅れ時間  $\tau_{13}$  は  $-\pi/2 < \phi < \pi/2$  の時に正、 $\phi = \pm \pi/2$  で 0、 $\pi/2 < |\phi| \leq \pi$  で負になり、音源が  $M_3$  から  $M_1$  の向き (または逆向き) に移動するに連れて正から負 (または負から正) の向きに変化する。これを利用して音源の移動方向を判別できる。遅れ時間の変化率はマイクロホン対の正面方向 ( $M_1$  と  $M_4$  を結ぶ方向;  $\phi = \pm \pi/2$ ) から音が来る時に最大となるので正面を横切る変化の検出が最も容易である。飛行位置検出の正面通過の検出はまさにこの検出に他ならない。(2-9) ~ (2-10) 式は測定断面を通過する時 ( $\phi = \pm \pi/2$ ) に限らず、任意の  $\phi$  に対して成り立つように一般化できる。それを利用すれば、到来する騒音の時々刻々の方向の変化が分かり、そのパターンの種類によって種々の騒音源からの音を分類することが可能となる。これについては第 3 章で記述する。

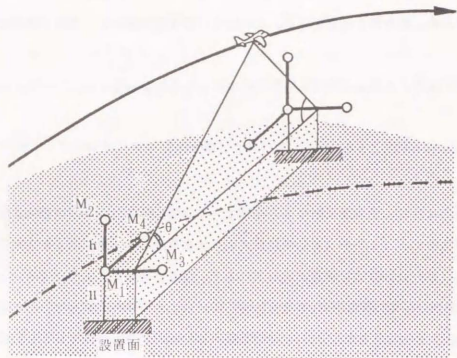


図 2-1 音響的手法による飛行位置検出の原理

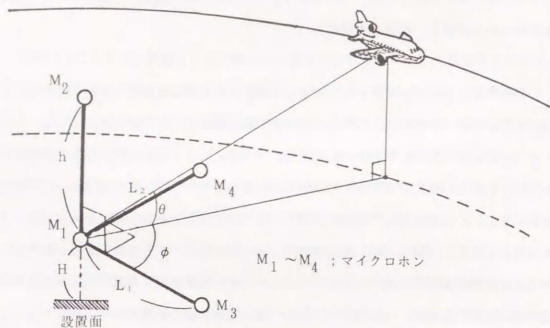


図 2-2 音響的手法による飛行位置検出のためのマイクロホン配置

## 2. 3 推定誤差の検討に基く仰角計算式の優劣の評価

相関法で仰角を推定する際に測定精度を左右する要因として次のものが考えられる。

- (1) 音源の広がりや周波数による音源位置の違い、音源の移動の影響
- (2) 音源から受音点に至る音の伝搬経路の気象条件による曲り
- (3) マイクロホン間隔およびマイクロホン対の向き
- (4) 仰角を計算する時に使用する音速の誤差
- (5) 相関ピークの遅れ時間の推定誤差

(1) は推定手段として航空機が発する音を用いることに起因する。これは文献 5 に詳細に考察されており、測定断面が飛行方向と平行になるような極端な条件を選べば、相互相関のピークの遅れ時間の推定誤差（真の値に対する比）は高々、0.5% である。

(2) は気温と風速の高き方向の勾配で音線が曲げられて観測点への音の到来方向が真の航空機の方向からずれるために仰角の推定誤差を招くものである。気象条件は刻々と複雑に変化するため影響の評価は簡単ではないが、まず無風の時の気温の勾配の影響について考えてみる。通常、気温の勾配は地面のごく近傍を除き緩やかなので音速の高さに関する変化を一次関数  $c = c_0 \cdot (1 + a \cdot z)$  で近似できる。a は地上での音速  $c_0$  を基準とする音速勾配を表す。この時、音線は円弧を描く [25~27]。勾配が正の場合（上空に行くほど音速が大きくなる場合）には音線は上に凸になり、円弧の中心は  $z = -1/a$  なる直線上にある。勾配が負の時は音線は下に凸で、円弧の中心は直線  $z = 1/a$  の上にある。このうち上に凸の場合について考えてみる。受音点 p は地上にある ( $z_p = 0$ ) とする。音源の高さは  $z_s$ 、音源と受音点を結ぶ線分の長さは  $d$ 、受音点の音線の向きを表す仰角は  $\theta_0$ 、受音点から音源を見る仰角は  $\theta_1$  とする。この時、図 2-3 からわかるように、音から推定される仰角  $\theta_0$  と幾何的な真の仰角  $\theta_1$  の違いを、それぞれの正接の比として導いてみると、次の (2-12) 式となる（音線が下に凸の場合は負符号となる）。

$$\frac{\tan \theta_0}{\tan \theta_1} = 1 \pm a \cdot \frac{d^2}{2 \cdot z_s} \quad (2-12)$$

(+ ; 上に凸、- ; 下に凸)

lapse (上空に行くにつれて気温が低くなる)の条件では気温の低減率は $0.01\text{ }^\circ\text{C}/\text{m}$ であり[25]、音速勾配 $a$ は $1.0\text{ }^\circ\text{C}$ のオーダーとなる。一般に $a$ の値は季節や天候、時刻等によって変化し、地表面から数mの範囲では大きな値になることがある。航空機騒音は上空から地上へ伝わるので伝搬路の大部分は地面から離れた安定な大気である。そこでは $a$ は小さな値を取ると考えて差し支えなく、曲りは問題にならない。それ故、マイクロホンが設置される付近での曲りの影響を考えれば足りるが、自動監視の場合、設置場所は建物の屋上等で地面から離れていることが多く、ここでも $a$ はあまり大きくないと考えられる。一方、 $d$ と $z$ は測定点から音源までの水平距離と高さで $10^2 \sim 10^3\text{ m}$ 程度である。従って、(2-12)式右辺第2項の値は高々 $0.01$ に過ぎず、音線の曲りによる仰角推定誤差は小さい。風速勾配が加わると音線の曲りを計算する式は一層複雑になるが、測定点が地面から離れているので気温勾配と同様、風速勾配が仰角の推定に及ぼす影響は小さいと考えられる。

以下、前節で述べた従来の方法を含む(Ⅰ)～(Ⅲ)の3通りの仰角計算式について上記の検討を踏まえ、計算式に陽に含まれる(3)～(5)の各要因の測定誤差が仰角の推定に及ぼす影響の大小を誤差の伝播法則により吟味する。

(Ⅰ) 垂直のマイクロホン対の関係式から仰角を推定する場合、仰角推定誤差 $\delta\theta$ と各要因の誤差( $\delta\tau_h$ 、 $\delta h$ 、 $\delta c$ )の関係式は(2-4)式から次式のようになる。なお、誤差は真値のまわりにテーラー展開して1次の項まで取ったものである。

$$\frac{\delta\theta}{\tan\theta} = \frac{\delta\tau_h}{\tau_h} - \frac{\delta h}{h} + \frac{\delta c}{c} \quad (2-13)$$

上式右辺の各項の大小を比較してみる。従来の相関法ではマイクロホン間隔 $h$ をほぼ $1.7\text{ m}$ と長く設定していたが、上式よりマイクロホン間隔が長い方が仰角の推定誤差は小さくなるので好ましいものの、マイクロホンの設置場所の選択や保守の点で妨げとなることが少なくなかった。第1章で述べたように信号の白色化で遅れ時間分解能が改善され、 $h$ を $1\text{ m}$ 程度に短縮しても識別性能が向上したことから、ここでも $h$ を $1\text{ m}$ として考える。

なお、水平のマイクロホン対も同様に考える。マイクロホンを $1\text{ m}$ 間隔で設置する場合、設置誤差を $5\text{ mm}$ 以下に抑えることは難しくない。従って、マイクロホン間隔の設置誤差の項の大きさは次式のように見積もることができる。

$$\left| \frac{\delta h}{h} \right|, \left| \frac{\delta L_1}{L_1} \right|, \left| \frac{\delta L_2}{L_2} \right| \leq 0.005 \quad (2-14)$$

気温は時々刻々変化するが、長期間の自動監視で影響が大きいのは日変化や季節変化である。気温の分布は地域によって異なるため、画一的に影響を吟味することは難しいが、例えば $0 \sim 3.0\text{ }^\circ\text{C}$ の範囲で一様に変化する(平均 $1.5\text{ }^\circ\text{C}$ )と想定してみると、音速の変化範囲は $3.40 \pm 9\text{ m/s}$ となるので、次式のようになる。

$$\left| \frac{\delta c}{c} \right| \leq 0.0265 \quad (2-15)$$

相関ピークの遅れ時間の推定に対する離散データ処理(相関関数推定の計算に用いるデータ長やSN比による)の影響は、相関計算に先立ち信号を白色化していることもあり、あまり大きくないと考えられる。しかし、測定断面を通過する時刻の推定誤差もあるのでここではそれらの影響も含めて、遅れ時間の推定誤差をデータのサンプリング時間間隔の半分(サンプリング時間間隔 $100\text{ }\mu\text{s}$ の時は、 $|\delta\tau_h|_{\text{max}} = 50\text{ }\mu\text{s}$ )として見積もる。マイクロホン間隔 $1\text{ m}$ では遅れ時間の最大値は高々 $3\text{ ms}$ 程度であるが、仰角によって変化するので、仰角範囲を $10 \sim 90^\circ$ とすると、(2-13)式右辺の遅れ時間の項の大きさ(仰角毎の最大値)は次のように見積もることができる。

$$0.017 \leq \frac{|\delta\tau_h|_{\text{max}}}{|\tau_h|} \leq 0.098 \quad (2-16)$$

$(\theta = 90^\circ) \qquad \qquad \qquad (\theta = 10^\circ)$

(2-14) ~ (2-16) 式より、まず、マイクロホン間隔の設置誤差の影響は他に比べて小さいことがわかる。音速と遅れ時間の誤差影響の大小は仰角で異なり、仰角の大きい時(40°を越える時)は音速の方が大きく、小さい仰角では遅れ時間の方が影響が大きい。

誤差分散を見積もってみる。各要因に混入する誤差が互いに独立であると仮定すると、仰角推定の誤差分散  $\sigma^2(\delta\theta)$  は、(2-13) 式の右辺の各項の係数の二乗にそれぞれの誤差分散を掛けたものの和となるので、次式が得られる。ただし、 $\sigma^2(\delta\tau_h)$ 、 $\sigma^2(\delta h)$ 、 $\sigma^2(\delta c)$  はそれぞれの要因の誤差分散を表す。

$$\frac{\sigma^2(\delta\theta)}{\tan^2\theta} = \frac{\sigma^2(\delta\tau_h)}{r_h^2} + \frac{\sigma^2(\delta h)}{h^2} + \frac{\sigma^2(\delta c)}{c^2} \quad (2-17)$$

各要因の誤差分散は仰角によらないとすると、上式より仰角推定の誤差分散  $\sigma^2(\delta\theta)$  は仰角が大きいくほど大きくなり、真上方向 ( $\theta = \pi/2$ ) で発散することがわかる。

遅れ時間の推定誤差は(±サンプリング時間間隔/2)の範囲で一様分布、気温は0~30℃の範囲で一様分布とすると、分散  $\sigma^2(\delta\tau_h)$  と  $\sigma^2(\delta c)$  は次式のようになる。さらに、 $c = 340 \text{ m/s}$ 、 $h = 1 \text{ m}$  より、(2-18) 式の第2項を小さいとして無視すると、仰角推定の誤差分散は次式となる。

$$\begin{aligned} \sigma^2(\delta\tau_h) &= [(+50) - (-50)]^2 / 12 \quad (\mu\text{s})^2 \\ &= [0.289 \times 10^{-4}]^2 \quad (\text{s})^2 \end{aligned} \quad (2-18)$$

$$\begin{aligned} \sigma^2(\delta c) &= [(+9) - (-9)]^2 / 12 \quad (\text{m/s})^2 \\ &= [5.196]^2 \quad (\text{m/s})^2 \end{aligned} \quad (2-19)$$

$$\begin{aligned} \sigma^2(\delta\theta) &\sim \left[ \frac{c}{h \cdot \cos\theta} \right]^2 \cdot \sigma^2(\delta\tau_h) + \tan^2\theta \cdot \frac{\sigma^2(\delta c)}{c^2} \\ &= (0.563 / \cos\theta)^2 + (0.876 \cdot \tan\theta)^2 \end{aligned} \quad (2-20)$$

(2-20) 式より、仰角40°では遅れ時間の誤差と音速の変化による仰角推定誤差の標準偏差はほぼ等しく、0.735°となる。

(II) 垂直と水平のマイクロホン対を併用する場合について(2-9)式により誤差を考察すると、(I)と同様にして、誤差の関係式と誤差分散の伝播式が得られる。

$$\frac{\delta\theta}{\sin\theta \cdot \cos\theta} = \frac{\delta\tau_h}{r_h} - \frac{\delta\tau_{14}}{r_{14}} - \frac{\delta h}{h} + \frac{\delta L_2}{L_2} \quad (2-21)$$

$$\begin{aligned} \frac{\sigma^2(\delta\theta)}{(\sin\theta \cdot \cos\theta)^2} &= \frac{\sigma^2(\delta\tau_h)}{r_h^2} + \frac{\sigma^2(\delta\tau_{14})}{r_{14}^2} \\ &\quad + \frac{\sigma^2(\delta h)}{h^2} + \frac{\sigma^2(\delta L_2)}{L_2^2} \end{aligned} \quad (2-22)$$

すでに吟味したように、マイクロホン間隔の誤差影響は小さく押さえることができるので、(2-22) 式の右辺の第3~4項を省略して、さらに、遅れ時間の誤差  $\delta\tau_h$  と  $\delta\tau_{14}$  の大きさを同程度として、誤差分散を  $\sigma^2(\delta\tau_h) \sim \sigma^2(\delta\tau_{14}) = \sigma^2(\delta\tau)$  とすると、(2-22) 式は次のように変形される。なお、全てのマイクロホン間隔は等しい ( $h = L_1 = L_2 = L$ ) とした。

$$\sigma^2(\delta\theta) \sim \left( \frac{c}{L} \right)^2 \cdot \sigma^2(\delta\tau) \quad (2-23)$$

これより、垂直と水平の対を併用する場合には、(I) 垂直のみの場合や次に述べる(III) 水平のみの場合と異なり、誤差分散は仰角によらないことがわかる。しかも、上式

は(2-20)式の右辺第1項で $\theta=0^\circ$ としたものに等しく、音速による項がないことから、(I)や(III)より常に小さな値となる。(I)と同様にして、具体的に誤差見積もりをしてみると、 $\sigma(\delta\theta)\sim 0.563^\circ$ と評価できる。第3章で述べるように、垂直と水平の3組のマイクロホン対の相関ピークの遅れ時間の間の関係を用いれば、(2-9)式は測定断面通過時( $\phi=\pm\pi/2$ )に限らず、任意の $\phi$ に対して成り立ち、その場合の誤差分散についても(2-23)式が当てはまることわかる。これより逆に、測定断面通過時( $\phi=\pm\pi/2$ )の検出誤差 $\delta\tau_{13}$ も含めて上の結論が成り立つと考えることができる。

(III) 水平のマイクロホン対のみの場合も同様に(2-24)式と(2-25)式が得られる。

$$\frac{\delta\theta}{\cot\theta} = \frac{\delta\tau_{14}}{\tau_{14}} - \frac{\delta L_2}{L_2} + \frac{\delta c}{c} \quad (2-24)$$

$$\frac{\sigma^2(\delta\theta)}{\cot^2\theta} = \frac{\sigma^2(\delta\tau_{14})}{\tau_{14}^2} + \frac{\sigma^2(\delta L_2)}{L_2^2} + \frac{\sigma^2(\delta c)}{c^2} \quad (2-25)$$

(I)と同様に、誤差分散の大きさを具体的に見積もると次式が得られる。

$$\begin{aligned} \sigma^2(\delta\theta) &\sim \left( \frac{c}{h \cdot \sin\theta} \right)^2 \cdot \sigma^2(\delta\tau) + \tan^2\theta \cdot \frac{\sigma^2(\delta c)}{c^2} \\ &= (0.563^\circ / \sin\theta)^2 + (0.876^\circ \cdot \tan\theta)^2 \end{aligned} \quad (2-26)$$

これより、(III) 水平のマイクロホン対の相関ピークの遅れ時間の関係式を用いる場合は、(I)と同様に、音速と遅れ時間の誤差影響の大小は仰角で異なり、約 $4.3^\circ$ より下では遅れ時間の方が影響が大きく、それより大きな仰角では音速の影響の方が大きい。(I)

以上、(I)～(III)の方法による仰角推定の精度について検討した結果をまとめる。

- (1) (I)～(III)いずれの場合もマイクロホン間で信号のコヒーレンシが失われない限り、マイクロホン間距離を大きくすることにより仰角推定誤差を低減できるが、マイクロホン間距離の設定誤差の影響は他に比べて小さい。
- (2) (I)と(III)では推定精度は音速の影響を受けるが、(II)では音速によらない。
- (3) (I)では仰角推定の誤差分散は仰角とともに大きくなり、真上で発散する。音速と遅れ時間の影響の大小は仰角により異なる。約 $4.0^\circ$ より大きい仰角では音速の影響の方が大きい。(III)の場合、約 $4.3^\circ$ より小さい仰角では遅れ時間の影響の方が大きく、大きな仰角では音速の方が大きい。
- (4) 推定誤差分散は(II)の場合に最も小さく、 $3\sigma$ に相当する仰角は $\pm 1.7^\circ$ ほどになる。

なお、以上の3通りの方法による仰角推定の精度の実験による検証は次節で述べる。

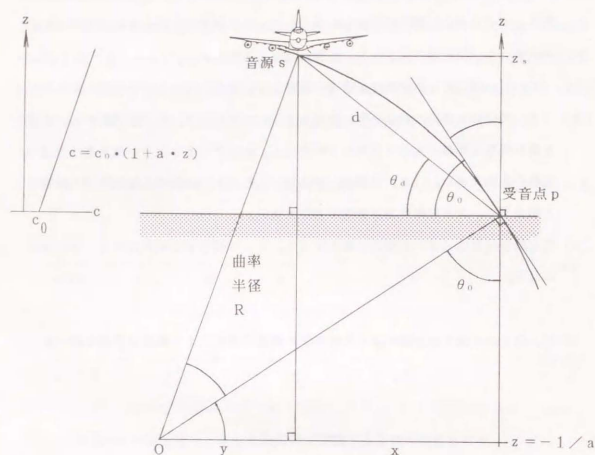


図2-3 音速勾配が正（音線が上に凸）の場合の音源  $s$ 、受信点  $p$ 、音線の関係

$$\tan \theta_0 = a \cdot (x + y)$$

$$\tan \theta_a = z_s / x$$

$$\tan \theta_0 = 1 \pm a \cdot \frac{d^2}{2 \cdot z_s}$$

$$\tan \theta_a = 1 \pm a \cdot \frac{d^2}{2 \cdot z_s}$$

## 2. 4 仰角推定精度の向上に関する検証実験

### 2. 4. 1 実験の概要

まず、信号白色化による相関法の改良が仰角推定の精度向上にもたらす効果について、飛行場周辺で行った測定結果に基づいて述べる。次に、前節で論じた3通りの計算法の仰角推定精度を実験結果に基づいて比較する。相関法改良の検証実験のデータおよび同じ場所で新たに測定したデータ等を用いた（新東京国際空港；図1-7のP1~P4、福岡国際空港；図1-8のP5とP6、等々）。図2-2ではマイクロホン  $M_1$  を共通に使うことで、わずか4本で3つの対を作ったが、実際の測定では支柱への取り付けの都合から方向毎に異なるマイクロホンを、合計6本のマイクロホンを使って3つの対を形作った。新東京国際空港では新たに測定を2回行った。1回目のマイクロホン間隔は  $h = 1.15 \text{ m}$ 、 $L_1 = L_2 = 0.55 \text{ m}$ 、 $H = 1.5 \text{ m}$ 、2回目は  $h = L_1 = L_2 = 0.95 \text{ m}$ 、 $H = 1.5 \text{ m}$  とした。P1では最大仰角  $20 \sim 30^\circ$  の着陸、P4では最大仰角  $20 \sim 70^\circ$  の離陸の騒音が観測された。福岡国際空港は相関法改良の検証のデータのみである。マイクロホン間隔は  $h = L_1 = L_2 = 1 \text{ m}$ 、 $H = 1.5 \text{ m}$  とした。P5では仰角は全て  $70^\circ$  以上だった。P6では離陸は  $60^\circ$  以上だが、着陸は旋回するため  $35 \sim 90^\circ$  の範囲でばらついた。

測定の際には各マイクロホンの出力を多チャンネルのFMデータレコーダに同時録音するとともに、地上1m付近の気温を記録し、測定断面方向（図2-1の  $L_2$  方向； $M_1 \rightarrow M_4$ ）を航空機が横切る際の仰角を測ってある。気温はトランジスタ式アネモメータ、仰角は仰角測定器を用いて測った（図2-7左隅参照）。仰角測定器は真っ直ぐな腕を軸の回りに回転するように取り付けられたもので腕の向きを光学的に航空機に合わせた時の仰角を軸の回りの角度として分度器で読み取る。回転軸は測定断面に直交する向きの水平にする。水平は水準器、方位はコンパスで定めた。

データの分析の仕方は1.3節の場合と基本的に同じであり、サンプリング時間間隔  $100 \mu\text{s}$ 、相関計算のデータ長  $512$  点（または  $200 \mu\text{s}$ 、 $1024$  点）である。第1章の検討に基づき、手順3（ $\beta = 1$  の差分フィルタと10次の線形予測残差処理を併用する）を基本に白色化してから相互相関関数を計算するようにした。

## 2. 4. 2 白色化による水平対の相互相関関数波形の改善

最初に、白色化による水平対の相互相関関数波形の改善の度合を垂直対の場合と比較する。図2-4はジェット機(MD81)の離陸騒音について水平対 $L_1$ ( $M_1$ と $M_3$ )の相互相関関数の時間変化を白色化の手順別に示したもの(データは図1-12の垂直対のデータと同一)である。同じく、図2-5はプロペラ機YS11の水平対 $L_1$ の結果で図1-17の垂直対の結果と対応する。いずれも相互相関関数は最大値で正規化してある。両図ともに(a)~(d)は相互相関関数、(a')~(d')は相関ピークを自動検出した結果である。

種々のデータについて処理を行った結果、戦闘機から最新ジェット旅客機、プロペラ機、ヘリコプタまで、垂直対の場合と同様に、信号の白色化によって相互相関関数の波形から振動的な変化が無くなって、(2-2)式または(2-3)式の各項に相当するパルス状の鋭いピークからなる波形となり、相関ピークの検出が容易になることが確かめられた。信号白色化による相関ピークの形状の改善の度合は手順3が最良であり、2番目は手順1である。手順2の線形予測残差処理のみは手順0(白色化なし)に比べて相関ピークの形状は鋭くなるもののピークの遅れ時間位置に乱れが生じることがある。その理由は垂直対の場合と同じく、純音的成分によりスペクトルダイナミックレンジが大きい時に線形予測推定が所定次数まで行えないためである。

白色化の効果を定量的に見るため、水平対についても相関ピークの自動検出を行った。その結果を表2-1に示す(差分フィルタの定数 $\beta=1$ 、線形予測モデルの次数10)。福岡国際空港の測定データから主にジェット旅客機のデータを選んで解析した結果である。相関ピークの自動検出の手順は垂直対の場合と同じである。表より水平対の場合も正答率は手順3が最も良いことが分かる。離陸の手順2(プリエンファシスなしで線形予測残差処理を行う)を除けば、白色化しない原信号の相関も含めて概ね正しく相関ピークが検出されており、正答率は高く、違いが小さい。すなわち、垂直対の飛行経路の直下の結果は反射ピークへ誤る率が高かったが、水平対ではそれが無い。その理由は、2.2節で述べた通り、(2-2)式および(2-3)式の第1項の振幅が第2、3項に比べて2倍近く大きいためと考えられる。

手順3の白色化処理を付加した相関法で仰角を算出し、仰角測定器の測定結果と比較した。仰角は測定断面の方向 $M_1 \rightarrow M_4$ を航空機が横切る時の値である。図2-6に示すように、相関法では測定断面通過を $M_1$ と $M_3$ の相関ピークの遅れ時間が0となる時点として検出し、その時の垂直対( $M_1$ と $M_2$ )の相関ピークの遅れ時間の値から(2-4)式を用いて算出した。ここでは音速は測定時の気温から算出した値を用いた。使用データは測定点P5とP6、および、測定点P1とP4の第1回目の結果である。比較の結果を図2-7に散布図として示す。図の横軸は仰角測定器の測定値、縦軸は相関法による推定値である。図には仰角測定器と相関法の結果が1対1に対応する場合を破線で示し、相関法が(仰角測定器の結果 $\pm 5^\circ$ )となる場合を実線で示してあるが、両者は仰角 $80^\circ$ 以上を除いて $\pm 5^\circ$ の範囲で合致している。仰角 $80^\circ$ 以上では両者の対応は急激に悪くなっているが、これは相関法の仰角推定誤差分散が急激に大きくなるためである。相関法による推定仰角と仰角測定器の測定値は従来の相関法でも同じ程度の対応関係が得られている。図2-8に従来法による推定結果の例を示す。これは大阪国際空港で行った実験結果[21]を示したもので(a)は離陸側の飛行経路直下、(b)は離陸側の飛行経路の側方の結果である。図2-8は従来法を組み込んだハードウェアで行ったものである(データのサンプリング時間間隔は200 $\mu$ s)。その測定断面は(a)と(b)の測定点を結ぶ垂直断面であり、互いに向かい合う方向を基準に測定を行った。従来法では仰角推定精度を確保するため、全てのマイクロホンの間隔を1.7mと大きくし、かつ、相関ピークをスムージングして遅れ時間分解能を稼いでいた。それに対して、改良された相関法ではマイクロホン間隔を従来の半分近くの1.0mに抑えスムージング処理も行っていないにも係わらず、白色化の効果で従来と同じ仰角の推定精度が保たれており、性能は向上していると言える。

最後に、図2-1のように、互いに向かい合う測定点の組(P1とP2およびP3とP4)で測定したデータから飛行位置を推定した結果を示す。相関法は手順3の白色化を付加したものである。図2-9はこれら4ヶ所の全データで相関法と仰角測定器の結果の散布図を描いたものである。当然ながら図2-7と同程度の対応を示している。図2-10は両者の差をプロットした結果である。さて、測定断面別に同一航空機の結果を選び出し、三角測量の原理により、飛行位置を計算してみた。その結果を図2-11に示す。対をなす測定点の双方で仰角推定値が算出されたデータはそれぞれ7つと少なかった。図には仰角測定器の結果から算出した飛行位置も黒く塗りつぶして描いてあり、両者の差は比較的小さい。



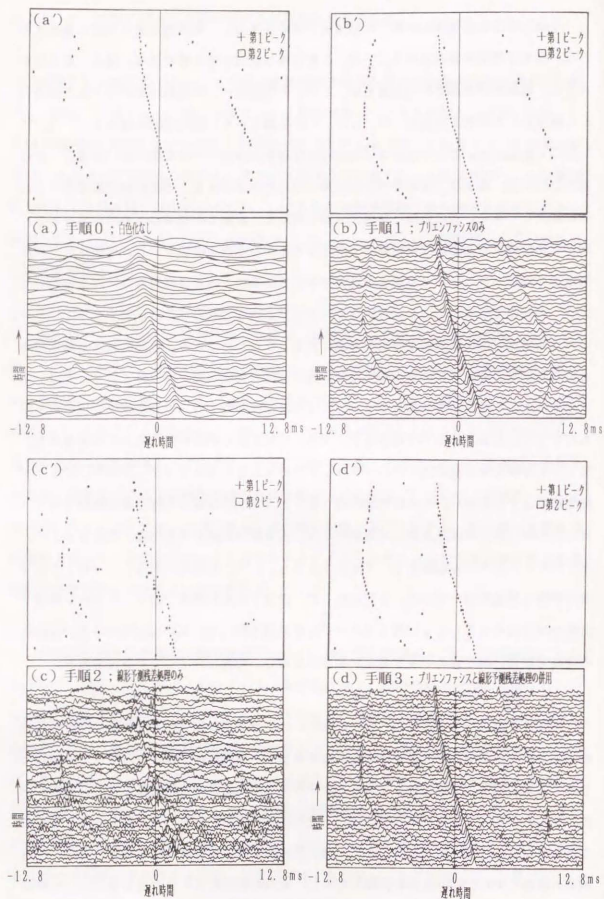


図2-4 信号白色化による相関波形の変化と自動検出による相関ピークの検出結果  
 ; 水平のマイクロホン対 (ジェット機MD81の離陸騒音)

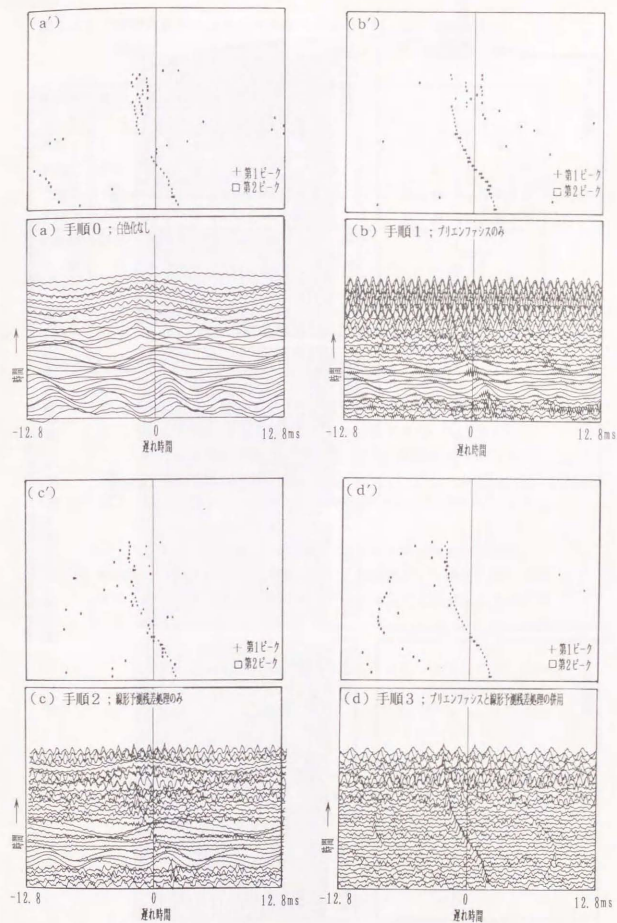


図2-5 信号白色化による相関波形の変化と自動検出による相関ピークの検出結果  
 ; 水平のマイクロホン対 (プロペラ機YS11の離陸騒音)

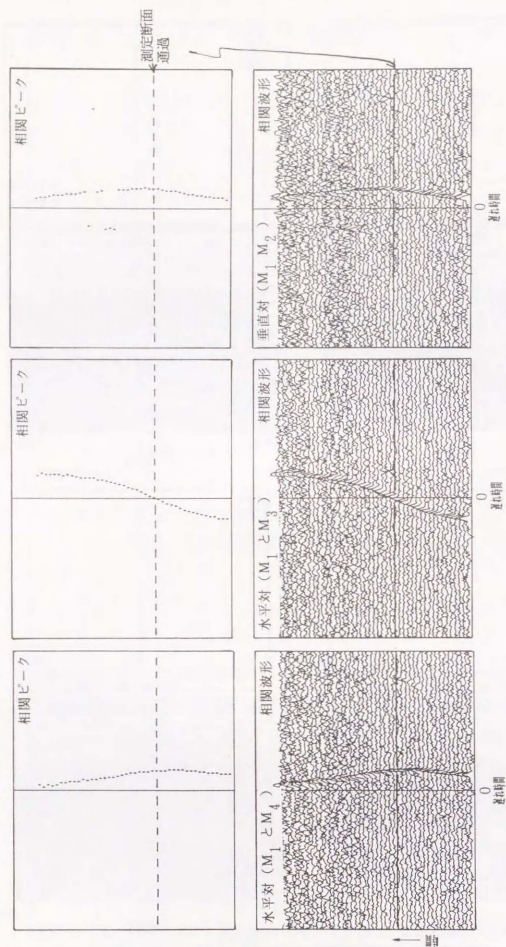


図2-6 垂直および水平のマイクロホン対で観測された信号の相互相関関数の波形；上空を通過するジェット旅客機の離陸騒音

表2-1 信号白色化による水平のマイクロホン対の相互相関関数の相関ピーク検出の正答率；飛行経路直下の航空機騒音の結果

離陸機の騒音；測定点 P5 (最大仰角70°以上)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>error 1</sub>	R <sub>error 2</sub>	R <sub>error 3</sub>
手順0	15	89.4 (8.6)	4.6	0.0	5.9
手順1	15	99.0 (2.0)	0.4	0.0	0.6
手順2	15	71.1 (8.2)	13.6	0.0	15.2
手順3	15	98.7 (1.8)	0.4	0.0	0.9
着陸機の騒音；測定点 P5 (最大仰角70°以上)					
手順	N	R <sub>correct</sub> (σ)	R <sub>error 1</sub>	R <sub>error 2</sub>	R <sub>error 3</sub>
手順0	7	93.3 (5.4)	0.6	0.0	6.0
手順1	7	92.3 (5.1)	0.6	0.0	8.5
手順2	7	94.0 (6.0)	2.8	0.0	3.2
手順3	7	98.1 (2.4)	0.6	0.0	1.3

- (注1) R<sub>correct</sub> とσ；相関ピークの正答率の平均と標準偏差(%)  
 R<sub>error 1</sub>；反射音同士によるピークへの誤答率の平均(%)  
 R<sub>error 2</sub>；直接音と反射音によるピークへの誤答率の平均(%)  
 R<sub>error 3</sub>；その他への誤答率の平均(%)  
 R<sub>error 4</sub>；ほぼ正しい相関ピークの位置にあるが、少しズれているものの平均(%)  
 N；データ機数(1機当たりのピーク検出回数は45回)
- (注2) 離陸機のデータの内訳は大型ジェット旅客機が13機とプロペラ機YS11が2機である。着陸機のデータは全て大型ジェット旅客機である。

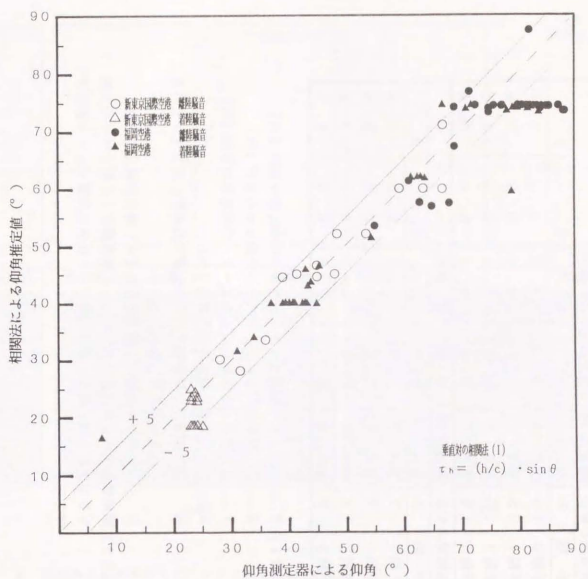


図2-7 相関法による仰角推定値と仰角測定器の測定値の比較

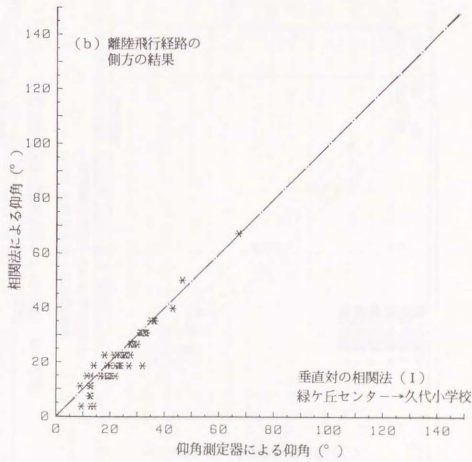
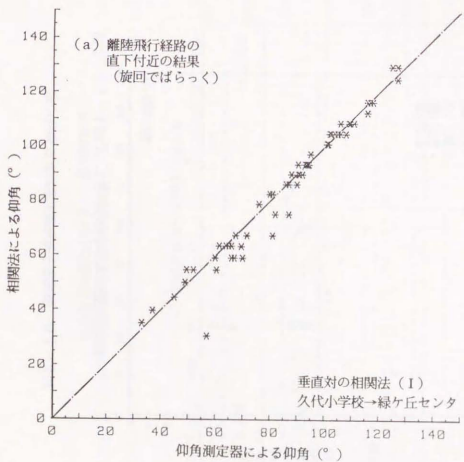


図2-8 従来の相関法 (白色化なし) で推定した仰角と仰角測定器の測定結果の比較; (a) と (b) の仰角測定方向は互いに向かい合っている

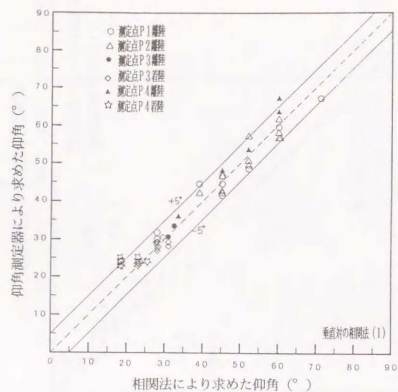


図2-9 相関法による仰角推定値と仰角測定器の測定値の比較

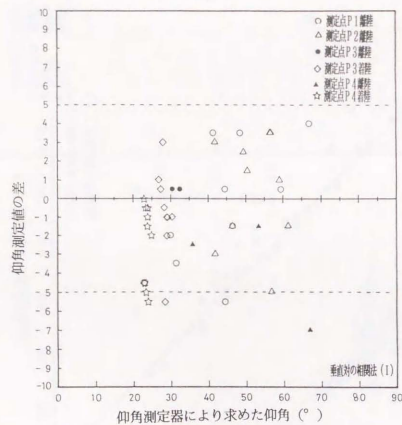


図2-10 相関法と仰角測定器による仰角の差

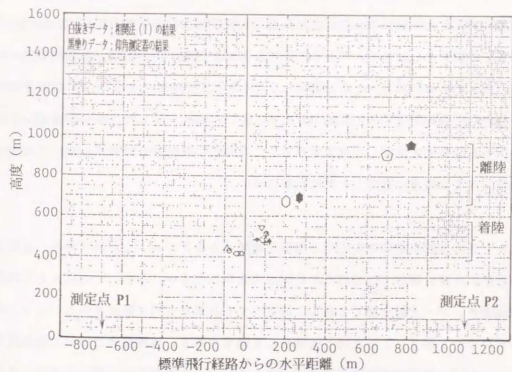
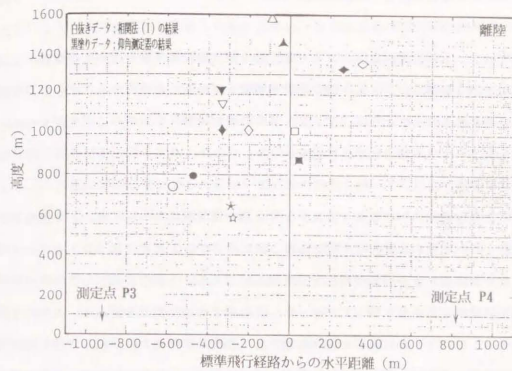


図2-11 手順3による白色化を付加した相関法および仰角測定器による飛行位置の推定結果

### 2. 4. 3 仰角推定の計算方法による推定精度の違い

ここでは2. 2節で述べた(I)~(III)の3通りの計算手順を用いて多数のデータ(測定点P1とP4で観測したジェット機の離着陸騒音)を処理した結果から、どの計算手順が最もよい結果をもたらすかを調べて、2. 3節の検討結果と合致することを確かめた。その結果を図2-12~図2-16に示す。

図2-12は測定点P4で観測されたジェット機の離陸騒音について(I)の垂直対の計算式で推定した結果の比較を示す図である。そのうちの、下側の2図(a)と(c)は相関法と仰角測定器による仰角の対応を見た散布図である。上側の2図(b)と(d)は両者の差を仰角測定器の値に関してプロットした結果である。見方を変えて、左側の2図(a)と(b)は(I)の計算式に使う音速として測定時の気温から算出した値を用いた時の結果、右側の2図(c)と(d)は気温15℃の音速(340m/s)に固定して推定した結果になっている。(a)と(c)には相関法と仰角測定器による仰角の対応の良さ調べるため算出した相関係数を記してある他に、相関法の仰角が仰角測定器の値 $\pm 5^\circ$ となる場合を点線で示してある。(b)と(d)図には両者の差の平均 $\mu$ と標準偏差 $\sigma$ 、データ数が記してある。図2-13は図2-12と同じデータについて(III)の水平対の計算式で推定した時の結果を示したものである。また、図2-14は(II)の垂直と水平の対を併用する計算式で推定した結果である。この場合には音速は計算式に陽に現れないので、気温15℃の音速に固定した時の結果はない。

図2-15は上記の結果を測定時の気温を横軸にとりプロットした図である。測定は夏の日の日中から夜に掛けて行われたため気温の変化は小さい。なお、この図にも平均値 $\mu$ と標準偏差 $\sigma$ 、データ数を記してある。図2-16は測定点P1で観測されたジェット機の着陸騒音について図2-15と同じ処理をした結果である。着陸騒音について散布図を描かなかつたのは、航空機が計器着陸方式(ILS)により誘導電波に導かれて進入するため飛行経路の変化が小さく仰角がほぼ一定の値になったためである。各計算式の場合の平均値と標準偏差を表2-2と図2-17にまとめる。以上の結果を考察して得られた知見を以下に箇条書きにまとめる。

- ・図2-7や図2-12からわかるように(I)の垂直対の計算式を用いる場合は仰角が大ききときに仰角測定器の結果との差が大きい。仰角測定器の測定精度は仰角の大ききによらないと考えられるので、垂直対の誤差が大きいためと言える。
- ・図2-13より、(III)の水平対の計算式では仰角が小さいときに誤差が大きい。
- ・図2-14より、(II)の垂直対と水平対を併用する計算式は広い仰角範囲にわたって仰角測定器の結果と良く対応しており、差の平均もばらつきも小さい。
- ・15℃の音速に固定して計算した結果と測定時の気温を使って計算した結果を比べると、表2-2からわかるように(I)では離着陸とも後者の方が差の平均、ばらつきともに良かった。しかし、(III)の差の平均では、離陸は前者の方が小さく(全体の最小)、着陸は前者が大きい(全体の最大)という結果になっている。このことは、2. 3節で導かれた、(II)の誤差が最小という結論と食い違っているが、これは今回の検証実験の限界を示すものと考えらるべきである。今回の測定では垂直と水平のマイクロホン対の向きの設定は簡易な水準器と磁石、巻き尺で行っており、仰角に $\pm 0.5^\circ$ 程度の誤差をもたらす可能性は十分ある。仰角測定器の方も同様である。
- ・気温による変化を見た図2-15と図2-16を比べると、着陸では相関法と仰角測定器の測定値の差は気温によらず、ほぼ一定である。水平対の結果の一部分が少し離れたところに集まっており、標準偏差を大きくする原因になっているが、理由は不明である。離陸は、着陸と異なり、ばらつきが大きい。これは離陸データの仰角が $20\sim 70^\circ$ の範囲にばらついたためと考えられる。

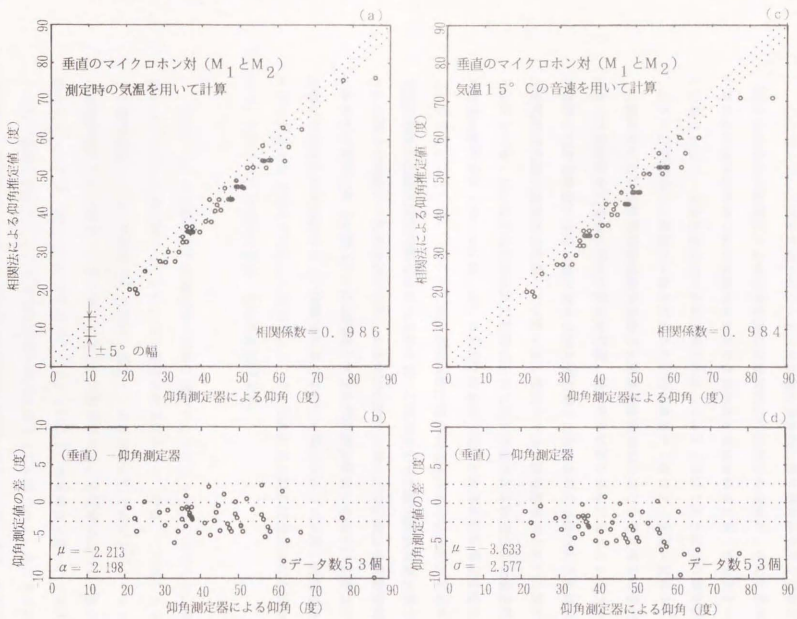


図2-1-2 垂直のマイクロホン対による仰角計算式(Ⅲ)で推定した仰角と仰角測定器による光学的な測定値の比較 ; ジェット機の離陸騒音(測定点P4)

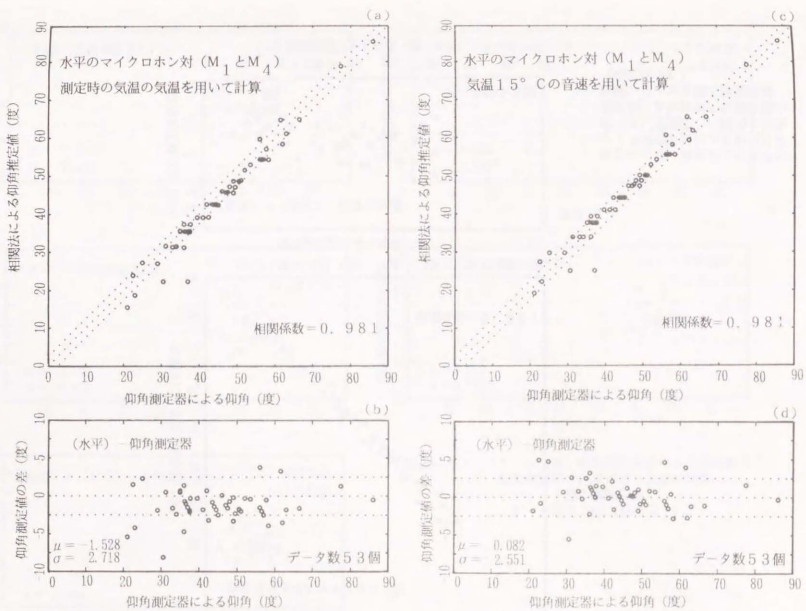


図2-1-3 水平のマイクロホン対による仰角計算式(Ⅲ)で推定した仰角と仰角測定器による光学的な測定値の比較 ; ジェット機の離陸騒音(測定点P4)

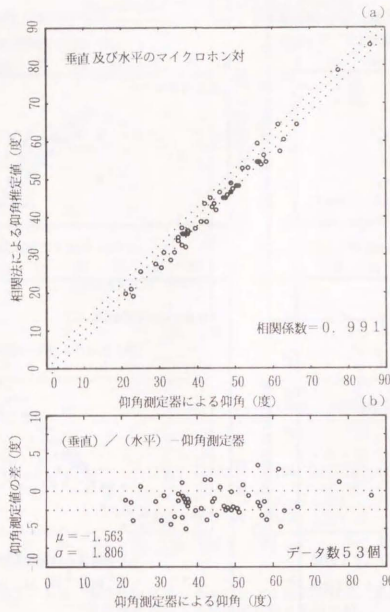


図2-14 垂直および水平のマикроホン対による仰角計算式(II)で推定した仰角と仰角測定器による光学的な測定値の比較; ジェット機の離陸騒音(測定点 P4)

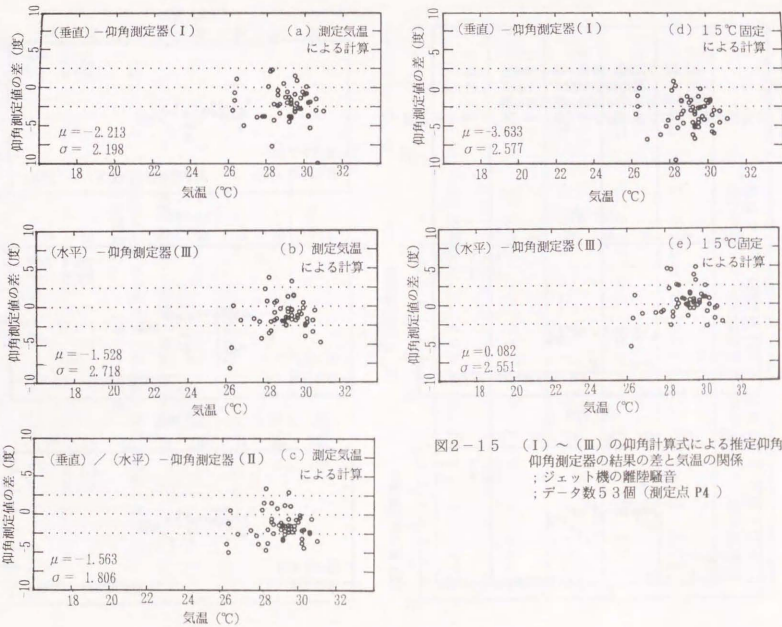


図2-15 (I) ~ (III) の仰角計算式による推定仰角と仰角測定器の結果の差と気温の関係; ジェット機の離陸騒音; データ数 53 個 (測定点 P4)

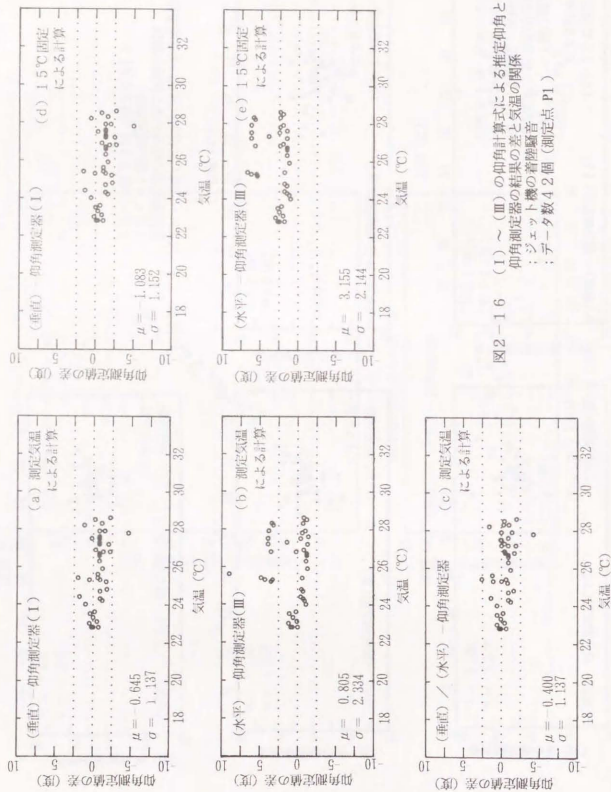


図2-16 (I) ~ (III)の仰角計算式による推定仰角と仰角測定器の結果の差と気温の関係  
 ; ジェット機の着陸騒音  
 ; データ数42個(測定点P1)

表2-2 相関法による仰角推定値と仰角測定器の測定値の差の仰角計算式(I) ~ (III)による違い

	離陸データ(測定点P4)		着陸データ(測定点P1)	
	差の平均	標準偏差	差の平均	標準偏差
計算式(I) 15°C固定	-3.633	2.577	-1.083	1.152
計算式(I) 測定時気温	-2.213	2.198	-0.645	1.137
計算式(III) 15°C固定	0.082	2.551	3.155	2.144
計算式(III) 測定時気温	-1.528	2.718	0.805	2.334
計算式(II)	-1.563	1.806	-0.400	1.137

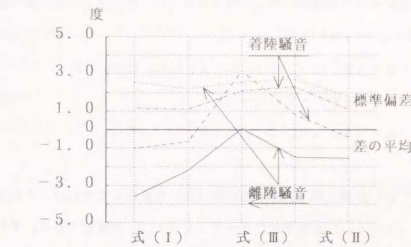


図2-17 相関法による仰角推定値と仰角測定器の測定値の差の仰角計算式(I) ~ (III)による違い



## 2. 5 測定断面通過と仰角の同時推定による処理装置の簡略化

飛行位置を検出するには、2. 2節で述べたように、直交する3組のマイクロホン対の観測信号を同時に処理してそれぞれの相互相関関数の相関ピークを検出する必要がある。この機能を自動監視装置に組み込むためには実時間の処理で実現できなければならない。現在作られている装置は1組のマイクロホン対を処理する装置（マイクロホン対、増幅器、AD変換器、相関器、相関ピーク検出部等で構成される）を3台同期して動作させて機能を実現しているため、自動監視装置全体のコストに占める割合は小さくない。ここでは、信号の白色化によって相関ピークがパルス状になることを前提に、観測信号の差を取り、垂直と水平の2つの相関ピークを一度に求めるようにして簡略化を試みた結果を述べる。図2-2のマイクロホン配置において、上と横のマイクロホン ( $M_2$  と  $M_3$ ) の観測信号  $x_2(t)$  と  $x_3(t)$  の差を取り、マイクロホン  $M_1$  の観測信号  $x_1(t)$  との相互相関関数  $R^T(\tau)$  を計算すると、(2-1) ~ (2-2) 式より、

$$\begin{aligned} R^T(\tau) &= R_{21}^T(\tau) - R_{31}^T(\tau) \\ &= R_{21}^T(t-t_h) + \alpha^2 \cdot R_{21}^T(t+t_h) \\ &\quad + \alpha \cdot [R_{22}^T(t-t_h-2\cdot t_H) + R_{23}^T(t+t_h+2\cdot t_H)] \\ &\quad - (1 + \alpha^2) \cdot R_{31}^T(t-t_{13}) \\ &\quad - \alpha \cdot [R_{32}^T(t-t_{13}-2\cdot t_H) + R_{33}^T(t-t_{13}+2\cdot t_H)] \end{aligned} \quad (2-28)$$

となる。従って、 $R^T(\tau)$  の最大値（正）と最小値（負）を検出してやれば、それぞれ、垂直対の相関ピーク ( $\tau = t_h$ ) と水平対のピーク ( $\tau = t_{13}$ ) が推定できる。すなわち、マイクロホンは  $M_1$ 、 $M_2$ 、 $M_3$ 、 $M_4$  の4本必要だが、相関処理を行う処理装置を1台減らすことができる。

実際の観測データを用いて (2-28) 式の計算を行い、正と負の最大値を自動検出した例を図2-18に示す。この図は新東京国際空港で測定されたジェット旅客機の離陸騒音（測定点P3）を処理をした結果である。図2-2と同じ形のマイクロホン配置で同時録音したデータを用いたことから、 $M_2$  と  $M_3$  の出力の差信号への変換はAD変換器で離散化

した後に行った。その差信号と  $M_1$  の出力を手順1と手順3 ( $\beta = 1$  のプリエンファシスと10次の線形予測モデルによる残差処理) で白色化した後、相互相関関数を算出した。図2-18にその結果を示す。図の下側は相互相関関数の時間変化、上側はその正と負の最大値を自動検出させた結果である。正と負のピークの遅れ時間が同じになるところでは正のピークの検出を間違えているが、測定断面を通過する（水平対  $M_1$  と  $M_3$  の相関ピークの遅れ時間  $\tau_{13}$  が0となる）時点の付近は正負とも正しく求められていることがわかる。同じ測定点のデータを10例ほど処理してみたが、いずれも支障なく求められた。

ところで、航空機が測定断面を通過する時 ( $\tau_{13} = 0$ ) には、(2-2) 式によれば、地面反射によるピークの遅れ時間は  $\pm 2t_H$  となる。これを利用すれば、(2-5) 式より仰角がわかるので、水平対  $M_1$  と  $M_3$  の相互相関だけから測定断面通過と仰角を推定することができる。しかし、設置面からの反射の様子は自動監視装置を設置する場所によって変り、常に安定に求められるとは限らないため、実用的には値は小さい。なお、仰角が  $90^\circ$  を越えたか否かを判別するために、もう一組の水平対  $M_1$  と  $M_4$  の相関ピークから航空機が測定点のどちら側 ( $M_1$  側または  $M_3$  側) を飛んだかを判別する必要があることは言うまでもない。

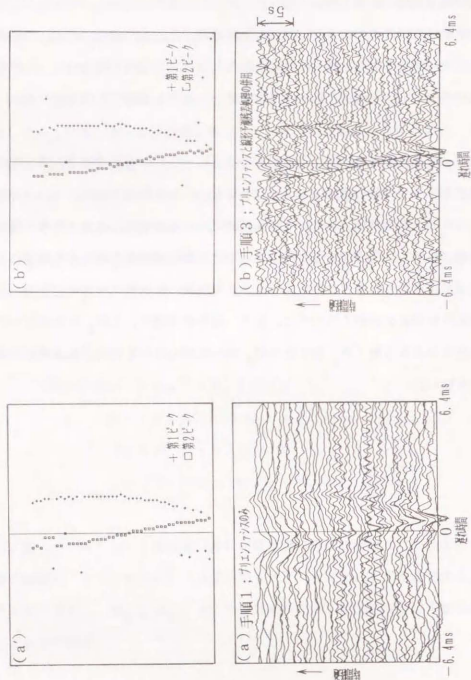


図2-18 垂直対と水平対の同時処理による仰角と方位角の同時推定

## 2. 6 まとめ

本章では相関法を使った飛行位置検出への信号白色化および仰角計算式の工夫による推定精度の改善について研究した結果を述べた。

- (1) 従来の相関法で飛行位置を検出する場合は垂直のマイクロホン対の相関から仰角を推定していた。ここではそれに加えて、水平対から推定する場合、垂直対と水平対を併用して推定する場合の計算式を示した。
- (2) 垂直と水平の対を併用する式には音速が入らず、気温に関係なく仰角を推定できる。しかも、マイクロホン間隔を全て等しくすると遅れ時間がサンプリング時間間隔の整数倍の数値として推定され、計算式は単純にその比を取る形になる。
- (3) 3通りの計算式の優劣を推定誤差評価により検討した。その結果、垂直対と水平対を併用する場合は推定誤差分散が仰角の絶対値によらず一定となることが分かった。なお、垂直対では仰角の大きいところ、水平対では偏角が小さいところで推定精度が悪くなる。
- (4) 信号白色化および仰角計算式の工夫による推定精度の改善は現場測定で得た航空機騒音を使って実験的に確かめられた。その結果、信号白色化により相関ピーク検出の確度が向上し、低い仰角まで推定できるようになった。さらに、マイクロホンの間隔を従来の半分にも短くしても仰角の推定精度が保たれた。仰角推定の結果を仰角測定器の結果と比較したところ、一部で、水平対の方が良い結果になったものの、全体的には垂直対と水平対を併用した時の結果が良かった。なお、仰角推定誤差は(3)で述べた通りの傾向を示すことが確認された。
- (5) 最後に、垂直と水平の対の観測信号の差を取った後に相関を計算することにより、処理装置を簡略化することができることを示した。

### 第3章 騒音の到来方向の3次元的な変化の検出

#### 3.1 騒音の到来方向の3次元的な変化の検出の考え方

第1、2章では信号の白色化に基く相関法の改良と航空機騒音識別、飛行位置検出の精度向上について検討した結果を述べた。航空機騒音識別では2本のマイクロホンを垂直に並べて相関ピークの遅れ時間の変化から音が上空から来たか地上から来たかを判別した。飛行位置検出では水平面内と垂直方向に3軸を持つ直交座標系の原点と各軸の上に1本のマイクロホンを配置し、合計4本で観測する騒音から測定断面を航空機が通過する時点の仰角を推定した（飛行位置は測定断面内の2ヶ所の測定点で推定した仰角から計算する）。この互いに直交する3組のマイクロホン対（4本）を使えば、到来する方向を3次元的に知ることができる。本章ではこのような3次元的な到来方向の変化を単位球面上の軌跡として検出する方法について検討した結果を述べる[28-30]。自動監視装置に付加する音源の同定手段としての応用を前提とするとセンサー数が少なく処理も簡単である方が良いが、センサーの数を2本から3本、4本と増やすことによって相関法による音源同定に新たな観点を追加することができる。

水平面に $x$   $y$  軸、垂直方向に $z$  軸を持つ直交座標系 $Oxyz$ を考える。マイクロホン $M_1$ を原点に、 $M_2$ と $M_3$ 、 $M_4$ はそれぞれ $z$ 、 $x$ 、 $y$ 軸上に $M_1$ との間隔が $H$ 、 $L_1$ 、 $L_2$ となるように並べる（図3-1）。十分遠くにある音源から到来する音の到来方向を $x$ 軸（ $M_1$ と $M_3$ のマイクロホン対）からの方位角 $\phi$ と垂直方向からの俯角 $\psi$ （水平からの仰角 $\theta$ とは $\psi = \pi/2 - \theta$ の関係にある）で表す。さらに、音速を $c$ とする。この時、 $M_1$ と $M_2 \sim M_4$ の各マイクロホンのあいだの音の到来時間差はそれぞれ最大値で正規化して表すと次式のようなになる。

$$M_3 \text{ と } M_1 ; \quad \tau_x = \tau_{13} / (L_1 / c) = \sin \psi \cdot \cos \phi \quad (3-1)$$

$$M_4 \text{ と } M_1 ; \quad \tau_y = \tau_{14} / (L_2 / c) = \sin \psi \cdot \sin \phi \quad (3-2)$$

$$M_2 \text{ と } M_1 ; \quad \tau_z = \tau_h / (h / c) = \cos \psi \quad (3-3)$$

これらの到来時間差を相互相関関数のピークの遅れ時間から求めると俯角と方位角が  
次式により算出できる。なお、正規化しなくとも  $L_1 = L_2 = h$  であれば、同じになる。

$$\tan \phi = \frac{(\tau_x^2 + \tau_y^2)^{1/2}}{\tau_z} \quad (3-4)$$

$$\tan \phi = \tau_x / \tau_z \quad (3-5)$$

(3-4) 式と (3-5) 式による俯角  $\phi$  と方位角  $\theta$  の推定誤差について検討しておく。  
第2章の2.3節と同様に、正規化した到来時間差  $\tau_x$ 、 $\tau_y$ 、 $\tau_z$  に含まれる推定誤差  
 $\delta\tau_x$ 、 $\delta\tau_y$ 、 $\delta\tau_z$  が互いに独立で分散の大きさが  $\sigma^2(\delta\tau)$  に等しいと仮定すると、俯角と  
方位角の分散  $\sigma^2(\delta\phi)$  と  $\sigma^2(\delta\theta)$  は (3-6) ~ (3-7) 式となる。

$$\sigma^2(\delta\phi) \sim \sigma^2(\delta\tau) \quad (3-6)$$

$$\sigma^2(\delta\theta) \sim \sigma^2(\delta\tau) / \sin^2 \phi \quad (3-7)$$

これより俯角の誤差分散は俯角や方位角の絶対値にはよらず一定であることが分かる。  
だが、方位角の誤差分散は俯角の絶対値によって変化し、水平な方向から音が到来する時  
( $\phi = \pi/2$ ) に最小となり、真上から到来する場合 ( $\phi = 0^\circ$ ) に最大となる。ただし、  
真上はどの方位と見ても良いし不定と見ても構わないところであり、誤差分散が発散する  
からといって支障があるわけではない。なお、(3-4) ~ (3-5) 式には音速値は入って  
おらず、気温を測らなくても推定できることを付記する。

第2章では予め定めた測定断面の方向から航空機の音が到来する時点で着目して俯角  
(仰角) を推定したが、(3-1) ~ (3-5) 式は任意の時刻 (方向) について成り立つ式  
である。従って、音源が移動していく時に、時々刻々、(3-4) ~ (3-5) 式で音の到来  
方向 (俯角と方位角) を検出していけば音源の追跡ができることになる。なお、音の到来  
方向を俯角 (または仰角) と方位角で見るとは観測点を中心とする単位球面上に音源の  
移動経路を投影した軌跡を眺めることにほかならない。(3-1) ~ (3-3) 式に戻ると、

これらは原点  $O$  を中心とする単位球面上に音の到来方向を投影した点  $S$  の  $x$ 、 $y$ 、 $z$  成分  
を表す式にほかならないことが分かる (図3-1)。

図3-2に示すように、上空を飛行する航空機が音源の場合には、軌跡は単位球面の  
北半球を通過する。地上を移動する自動車などが音源の場合には、観測点が地表にあると  
して、軌跡は単位球面の水平線 (赤道) 上を通過する。観測点が地表から持ち上げられて  
いる場合には地上音源の軌跡は水平線より下側 (南半球) を通過することになる。また、  
サイレン等の移動しない音源では軌跡は点になる。このように、音の到来方向を投影した  
軌跡は音源の種類によって異なる形になることから、逆に、音源の種類をその軌跡により  
同定することが可能になる。第1章の航空機騒音識別は音の到来仰角の違いだけで航空機  
の音を識別したが、方位角の情報が得られることにより異なる見方が可能になったとい  
うことである。ただし、完全に自動で識別処理を行うには軌跡の示す特徴を何等かの手順で  
定量的に評価することが必要である。しかし、軌跡は時間の関数として取得されるので、  
騒音の観測結果とともにメモリー等に記録していけば、後でデータを回収してから音源の  
方向が移動していく様子を再現できる。それを人間が眺めて判別することも可能である。  
航空機騒音の自動監視では観測される騒音を離陸と着陸のいずれによるものか仕分けする  
ことが必要である。そのため音源の移動方向をそれと平行に並べた水平のマイクロホン対  
の相関ピークの遅れ時間変化から調べることも多いが、航空機が旋回する付近では1組の  
マイクロホン対ではうまく判別できない。このような場合も本章の方法が有用と思われる。

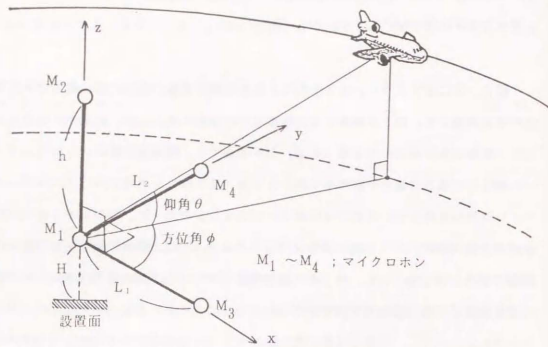


図3-1 騒音の到来方向の三次元的な検出方法のためのマイクロホン配置

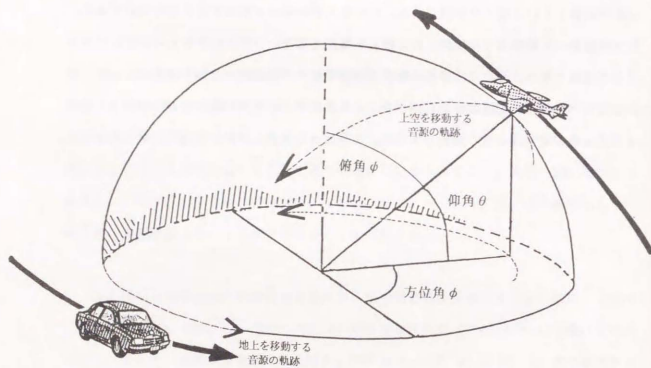


図3-2 音源の違いによる単位球面上の軌跡の差

### 3. 2 処理例

実測データで手法の有効性を検証した。データは図1-7に示した新東京国際空港の測定点P1とP4で得たものである。水平および垂直のマイクロホン間隔はいずれも9.5cmとした。データサンプリング時間間隔は100μs、相関計算のデータ長は512点、相関の計算に先立って手順3(β=1のプリエンファシスと10次の線形予測残差処理)による白色化を行った。相互相関関数の計算と相関ピークの検出は間隔0.5sで繰り返した。

まず、図3-3は(3-4)式と(3-5)式によって計算した航空機騒音の到来方向の単位球面上の軌跡を水平面に投影して描いてある。図は、単位球面の天頂を投影した点を中心に、放射方向に俯角を取り、円周方向に方位角を取って示してある。俯角は0°から90°までを、30°毎の円で示してある(仰角では90°から0°になる)。方位角は測定時のマイクロホン配置の方位に合わせて東西南北で示してある。図の(a)は測定点P4の離陸騒音の結果で9機分の軌跡を重ねて描いてある。(b)は測定点P1の着陸騒音の結果(11機)である。いずれも、ピーク騒音レベル付近の22.5s間の軌跡を描いたので方位角にして100°以上の範囲が入っている。軌跡は概ね滑らかだが、小刻みな乱れが有る。これは相関ピークの時間分解能などによるものと考えられる。離陸では飛行経路のばらつきが大きい、着陸は計器着陸方式により3°の勾配で安定に降下するため、飛行経路の変化は小さい。音の到来方向の変化は向きを持つが、ここで処理した航空機の飛行方向は測定点毎に全て同じであったため、図中に矢印で示すにとどめた。図3-4は図3-3の(a)の時の3組のマイクロホン対の相互相関関数の波形の変化の例を示したものである。図3-5は測定点P1で取得した地上を走行する自動車の騒音を処理した結果で、図3-3と同じように騒音の到来方向の軌跡を描いてある。図3-6はその相互相関関数波形の変化の例を示したものである。マイクロホン対を地面から持ち上げて設置してあったため、水平面より下(0°の円の外)に軌跡がある。

1. 5節で述べた白色化手順付きの相関法処理装置3台とパーソナルコンピュータ、デジタル騒音計を組み合わせる実験装置を試作し、東京国際空港(羽田)で実験を行い[30]、実時間で3次元の音の到来方向の変化を検出することができることを確かめた。

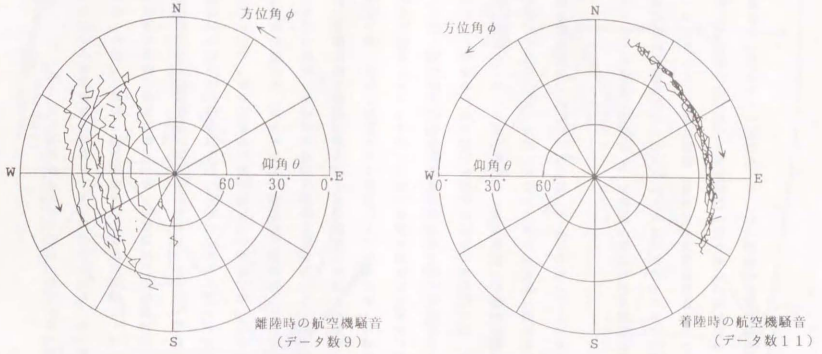


図3-3 騒音の到来方向の三次元的な変化の検出  
；航空機騒音の場合

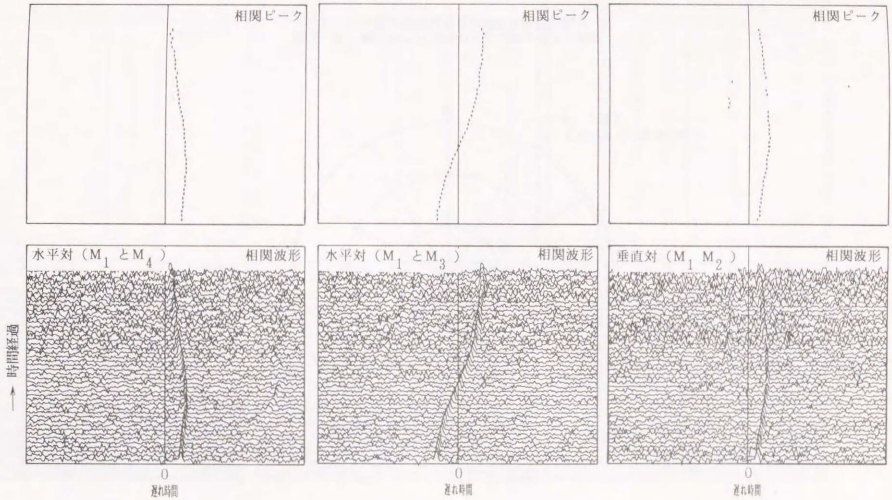


図3-4 垂直および水平のマイクロホン対で観測された信号の相互相関波形  
上空を通過する離陸時の航空機の騒音

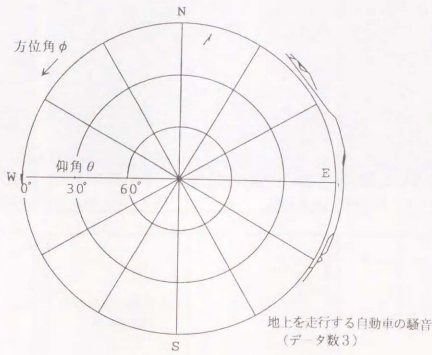


図3-5 騒音の到来方向の三次元的な変化の検出 ; 地上を走行する自動車の騒音の場合

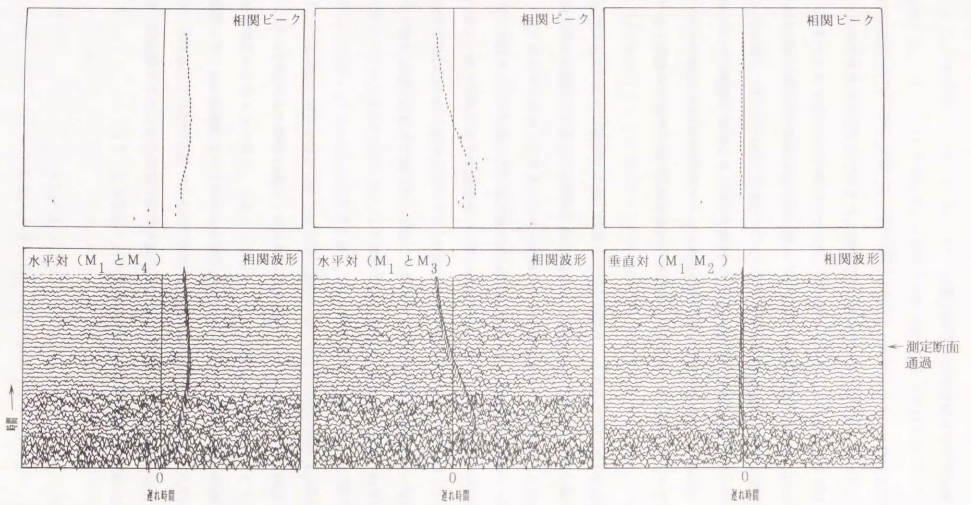


図3-6 垂直および水平のマイクロホン対で観測された信号の相互相関波形 地上を走行する自動車の騒音

### 3. 3 相関ピークの検出誤りの訂正と除去

本節では相関ピーク検出の誤りの訂正について述べる。騒音の到来方向の3次元的な変化の検出では、観測される騒音は1つの音源が発したもので到来方向が次第に滑らかに変化していくことを前提としており、幾つもの音源から同時に音が到来することは考えに入れていない。しかし、航空機騒音が観測される数〜数十秒の間にドアの開け閉めや車の通過、サイレンなどによる無関係な騒音が重なることは少なくないし、1. 4節で述べたように、マイクロホンを設置面から持ち上げて設置すると反射の影響で相関ピークの検出を誤ることがある(設置面が固く、航空機が真上付近を通過する時に特に顕著である)。本節ではこのような部分的な相関ピークの誤りを対象に検出と訂正を試みた結果を述べる。

時々刻々と到来方向を算出して軌跡を描くときに、途中で相関ピークの検出を誤ったところがあると軌跡が乱れて分かり難くなる。従来、水平対の相関から音源の移動方向を検出する際は、相関ピークの遅れ時間の変化が滑らかになるまで、移動平均を繰り返して誤ったピークの影響を低減していた。これは従来の相関法(第1章で述べた手順0)ではピークの誤りの頻度が高く、どのピークが誤っているかを検出することが容易でなかったためである。ここでは、信号の白色化により相関ピークの検出精度が向上したことを前提に、相関ピークの遅れ時間の時系列の2階差分まで使って、誤りを検出し訂正/除外する手順を考えた(図3-7参照)。移動平均によるスムージングは行わない。

騒音レベルパターンから1つの騒音事象として切り出した騒音区間( $i=1, \dots, N$ )の時刻*i*に検出された相関ピーク(相互相関の最大値)の遅れ時間のデータを $\tau_1(i)$ 、2番目に大きなピークの遅れ時間データを $\tau_2(i)$ とする。対象とする騒音は継続時間が数〜数十秒の比較的ゆっくりした一過性現象であり、相関ピークの検出の繰り返し間隔が0.2〜0.5sと短いことから遅れ時間は徐々に変化して滑らかであると考えることができる。そのため途中で誤ったピークが入ると遅れ時間の変化が急に大きくなる。これを下記の遅れ時間の1階差分および2階差分を使って検出することにした。

$$1 \text{ 階差分: } D_1(i) = \tau_1(i+1) - \tau_1(i), \quad i=1, \dots, N-1$$

$$2 \text{ 階差分: } D_2(i) = D_1(i+1) - D_1(i), \quad i=1, \dots, N-2$$

まず、遅れ時間のデータ $\tau_1(i)$ 、 $i=1, \dots, N$ を2階差分 $D_2(i)$ の大小により幾つかの区間 $P(k)$ 、 $k=1, \dots, K$ に分類する。2階差分の絶対値が3以下の場合は同じグループ、3より大きい場合はグループが異なると判断させた。

次に、 $P(k)$ 、 $k=1, \dots, K$ からデータの数が最も多い区間 $P_{max}(k_{max})$ を見つけて、それを対象とする騒音事象と対応する正しい遅れ時間のデータと考えることにする。区間 $P_{max}(k_{max})$ から第*K*番目の区間 $P(K)$ まで時間経過に従い、順々に、各区間のデータが1つ前の区間と滑らかにつながるかどうか調べる。区間 $P(i+1)$ が直前の区間 $P(i)$ と滑らかにつながると判断する基準は、2つの区間の遅れ時間の差、 $[\tau_1(i+1) - \tau_1(i)] - [\tau_1(i) - \tau_1(i-1)]$ が同じ区間における1階差分の平均の値、 $\{ [D_1(i+1) - \tau_1(i)] + [D_1(i) - \tau_1(i-1)] \} / 2$ に比べて $\pm 3$ 以内の差であれば滑らかにつながるというものである。なお、区間*i*に属するデータが1つなら誤りとする。こうして滑らかにつながれば、2つの区間のデータは同一の騒音事象の相関ピークの遅れ時間であると判別する。

滑らかにつながらなかった区間については遅れ時間のデータ $\tau_1(i)$ は誤っていると捨て捨てるが、2番目に大きなピークの遅れ時間データ $\tau_2(i)$ が滑らかにつながるかを調べる。滑らかにつながれば正しいデータとして採用し、滑らかでない場合にはその時刻のデータは欠測とする。この処理は、反射による誤りが原因の場合には正しい相関ピークが2番目のピークとして検出されている確率が高いことを念頭に置いて行うものである。最後に、区間 $P_{max}(k_{max})$ から時間を遡る方向に第1番目の区間 $P(1)$ まで順々に、前と同様、各区間のデータが1つ後ろの区間と滑らかにつながるか否かを調べて遅れ時間の誤り検出と訂正/除外を行う。

ここで述べた相関ピークの検出誤りの訂正と除去の手順が一般的に有効である保証はない。しかし、前節の処理例ではうまく働いており、航空機や車両の騒音程度のゆっくりした一過性騒音であれば有効ではないかと思われる。



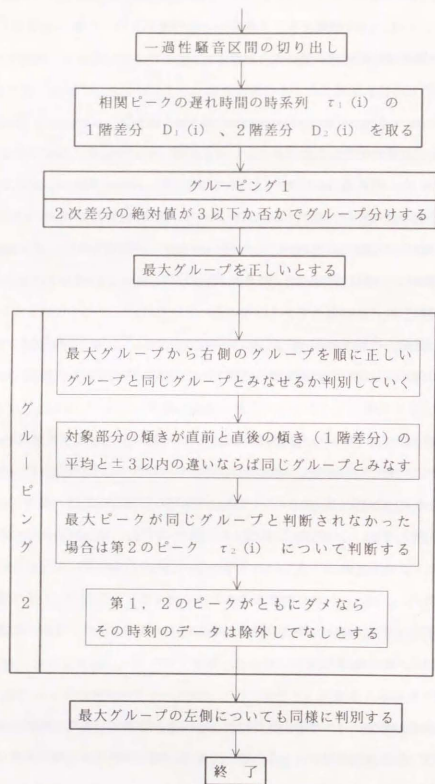


図3-7 相関ピークの誤りの検出・訂正/除外の手順

### 3. 4 マイクロホン配置に関する考察

3. 1節では観測点を原点とする直交座標系  $Oxyz$  を前提にして原点を中心とする単位球面上に音源  $S$  を投影した点の俯角  $\phi$  と方位角  $\theta$  として音の到来方向を記述した。本節ではベクトル空間の概念を用いてマイクロホンの配置や音の到来方向の推定に用いるマイクロホン対の組み合わせ方を考察し、推定精度の向上について吟味した結果を述べる。

#### 3. 4. 1 マイクロホン配置と音の到来方向の計算式

相関法は相関ピークの遅れ時間が音の到来方向とマイクロホン対の向きのなす角度  $\phi$  の余弦に比例することを利用している。3次元ベクトル空間の考え方によれば、この角度の余弦は観測点から音源に向けたベクトル  $s$  とマイクロホン対の向きのベクトル  $m$  の方向余弦に等しい(余弦定理)。すなわち、 $s$  と  $m$  のスカラー積を各々の絶対値で正規化したもの、すなわち、 $s$  と  $m$  の向きの単位ベクトル  $e_s = s/|s|$  および  $e_m = m/|m|$  の積が角度  $\phi$  の余弦に等しい。

$$\cos \phi = s \cdot m / (|s| \cdot |m|) = e_s \cdot e_m \quad (3-8)$$

図3-8 (a) と (b) に示すように、4本のマイクロホン  $M_0, M_x, M_y, M_z$  を原点と原点から互いに異なる3つの向きに隔てて並べる。(a) は直交座標  $xyz$  軸の各軸に沿って  $M_x, M_y, M_z$  を並べた場合で、単位ベクトルを  $e_x, e_y, e_z$  とする。(b) は互いに異なる任意の向きに  $M_x, M_y, M_z$  を並べた場合で、その単位ベクトルを  $e_i$  とする ( $i=1-3$ )。(b) は斜交座標系を考えることに相当する。音源  $S$  は遠くがあり、その向きの単位ベクトルを  $e_s$  とする。

3次元ユークリッド空間の任意のベクトルは線形独立な3つのベクトルで表される。従って、 $e_i, i=1-3$  が互いに線形独立であれば、 $e_s$  を記述することができる。 $e_i, i=1-3$  の線形独立性はマイクロホン対の向きが互いに異なり、全てが同一平面になければ満たされる。これより、全てが同一の平面にはない斜交系を成す3組のマイクロホン対を用いて測定すれば音の到来方向を同定することができることが分る。

斜交座標系で測られた音の到来方向を直交座標系での表現に変換することを考える。  
直交座標軸  $x, y, z$  の向きの単位ベクトル  $e_x, e_y, e_z$  は正規直交基底をなすことから、  
それによって  $e_1$  と  $e_2$  を記述できる。すなわち、 $e_x, e_y, e_z$  に対する  $e_1$  と  $e_2$   
の方向余弦を  $\lambda_x, \mu_x, \nu_x$  および  $\lambda_y, \mu_y, \nu_y$  とすると次式が得られる。

$$e_1 = \lambda_x \cdot e_x + \mu_y \cdot e_y + \nu_z \cdot e_z = (\lambda_x, \mu_y, \nu_z)^T \quad (3-9)$$

$$e_2 = \lambda_1 \cdot e_x + \mu_1 \cdot e_y + \nu_1 \cdot e_z = (\lambda_1, \mu_1, \nu_1)^T \quad (3-10)$$

( )<sup>T</sup> は転置を意味する。また、これらの方向余弦は次の関係式を満たす。

$$\lambda_x^2 + \mu_y^2 + \nu_z^2 = 1 \quad (3-11)$$

$$\lambda_1^2 + \mu_1^2 + \nu_1^2 = 1 \quad (3-12)$$

$e_1, i=1-3$  で測った音の到来方向  $e_i$  の方向余弦  $\cos \phi_i$  は (3-8) 式より  $e_1$  と  $e_2$   
のスカラ積で与えられる。これをマトリックス形式で記述すると次式となる。

$$A \cdot e_i = \mathcal{V} \quad (3-13)$$

$$A = \begin{bmatrix} \lambda_1 & \mu_1 & \nu_1 \\ \lambda_2 & \mu_2 & \nu_2 \\ \lambda_3 & \mu_3 & \nu_3 \end{bmatrix}, \quad \mathcal{V} = \begin{bmatrix} \cos \phi_1 \\ \cos \phi_2 \\ \cos \phi_3 \end{bmatrix} \quad (3-14)$$

これより、 $e_i$  の方向余弦 ( $\lambda_x, \mu_y, \nu_z$ ) は次式のように求められることになる。

$$e_i = A^{-1} \cdot \mathcal{V} \quad (3-15)$$

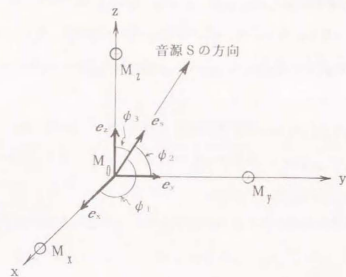
(3-15) 式が斜交座標系で測った方向余弦を直交座標系の記述に変換する式である。  
 $A$  の逆行列  $A^{-1}$  の存在 ( $A$  の正則性) が解の存在条件となるが、これはマイクロホン対の  
向きが異なり全てが同一平面にないことで保証される。数学的には同一空間の2つの基底  
が正則行列で取り替え可能なことに相当する。 $(e_x, e_y, e_z)$  は3次元空間の自然  
な直交基底であり、この向きにマイクロホン対を配置することは自然な考え方である。

なお、 $(e_1, i=1-3)$  が  $(e_x, e_y, e_z)$  と異なる直交系である場合には次式  
が得られ、(3-15) 式を比べることにより、 $B = A^{-1}$  となる。

$$e_i = \cos \phi_1 \cdot e_1 + \cos \phi_2 \cdot e_2 + \cos \phi_3 \cdot e_3 \quad (3-16)$$

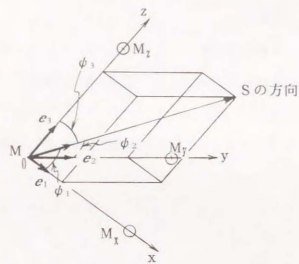
$$e_i = B \cdot \mathcal{V} \quad (3-17)$$

$$B = \begin{bmatrix} \lambda_1 & \lambda_2 & \lambda_3 \\ \mu_1 & \mu_2 & \mu_3 \\ \nu_1 & \nu_2 & \nu_3 \end{bmatrix} \quad (3-18)$$

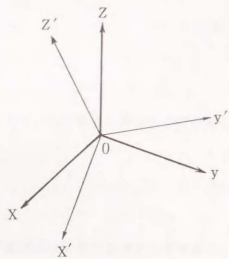


(a) 直交座標系

$$e_i \cdot e_j = \cos \phi_{ij} \quad (i, j = 1, 2, 3)$$



(b) 斜交座標系



(c) 座標系の変換

図3-8 3次元ユークリッド空間の座標系の取り方

### 3. 4. 2 マイクロホンの数と推定精度の向上

3. 1節では4本のマイクロホン直交座標系の原点と軸上に並べて対の向きを直交させた場合に音の到来方向を同定する方法について述べた。前節の議論より、全てが同一の平面にはない3組のマイクロホン対であれば、斜交系であっても直交系に変換して音の到来方向を同定することができる。何本かのマイクロホンを配置した時に組み合わせ方を変えると幾通りかの異なる3組のマイクロホン対を選び出すことができる。本節ではそのようなマイクロホン対の組の各々で音の到来方向を推定し、結果を平均することによって推定精度を向上させることを考え、検討した結果を述べる。

マイクロホンの数は下記のように4, 5, 6本の3通りの場合に限る(図3-9)。多数のマイクロホンの配置へ一般化することも可能と思われるが、屋外に長期間設置することを前提とするのでセンサー数は少ない方が良く、少ない数のマイクロホンから多くの組み合わせを取りだし、精度向上に結び付けることが狙いである。ただし、処理の実時間性を優先する場合にはこのような平均化はマイナスであり、単純に3. 1節の手順を実行する方が優る。

(配置1) 直交座標  $Oxyz$  の原点と各軸上に4本のマイクロホン配置する

(配置2) 八面体の頂点に6本のマイクロホン配置する

(配置3) 四面体を2つ貼り合わせた図形の頂点に5本のマイクロホン配置する

図3-9 (a)の配置1は3. 1節で用いたものであり、飛行位置検出の際にも同じ配置を使った。配置1は原点のマイクロホンが3組のマイクロホン対で兼用されており、効率は良いが、配置は原点に関して非対称で、実際に設置する上ではバランスが取れない。この配置では向きの異なるマイクロホン対が次の6組ある。

$$M_0 \rightarrow M_1, M_0 \rightarrow M_2, M_0 \rightarrow M_3, M_1 \rightarrow M_2, M_2 \rightarrow M_3, M_3 \rightarrow M_1$$

これから互いに直交する最初の3組を組み合わせてしまうと、残りの3組は同一平面上にあって独立ではないため、到来方向を同定できない。しかし、組み合わせを変えると斜交系となるが、3対の組み合わせを2つ作ることができて推定結果の平均が可能になる。

第1組： $M_0 \rightarrow M_1, M_0 \rightarrow M_2, M_2 \rightarrow M_3$

第2組： $M_0 \rightarrow M_3, M_1 \rightarrow M_2, M_3 \rightarrow M_1$

図3-9(b)の配置2は配置1を原点に関して対称な形に変形したものである。

ただし、マイクロホンの数は2本増える。相関法はアレイ処理と異なり、マイクロホンの感度をそろえる必要がないので数が増えることによる欠点は購入および保守のコスト増である。配置2ではマイクロホン対は全部で15対あり、図3-10のように5通りの組を作ることができる(第3組は $M_2 \rightarrow M_6$ と $M_4 \rightarrow M_5$ が並行なら第3組と同じである)。

第1組： $M_3 \rightarrow M_1, M_4 \rightarrow M_2, M_6 \rightarrow M_5$

第2組： $M_5 \rightarrow M_1, M_5 \rightarrow M_2, M_5 \rightarrow M_3$

第3組： $M_2 \rightarrow M_1, M_2 \rightarrow M_3, M_2 \rightarrow M_6$

第4組： $M_6 \rightarrow M_1, M_6 \rightarrow M_2, M_6 \rightarrow M_3$

第5組： $M_4 \rightarrow M_1, M_4 \rightarrow M_3, M_4 \rightarrow M_5$

第1組は3.2節の処理に用いたマイクロホン対の組み合わせで水平な2対と垂直対からなる直交系になっている。他は斜交系をなす。正八面体の配置では互いに平行な対があるので、一方の組を省くとして5組の中の3組(9対)が向きの異なる組として残る。例えば、第1、2、3組を組み合わせられるし、第1、4、5組を選ぶことも可能である。正八面体でない場合は5組全てが異なる組み合わせとして残る。

図3-9(c)の配置3は四面体を2つ接続した形でマイクロホン5本で構成される。配置3ではマイクロホン対は全部で10組あり、3通りの組み合わせが考えられる。最後の組の $M_5 \rightarrow M_4$ の対を除いてマイクロホン間隔は等しく、配置のバランスが良い。

第1組： $M_4 \rightarrow M_1, M_4 \rightarrow M_2, M_4 \rightarrow M_3$

第2組： $M_5 \rightarrow M_1, M_5 \rightarrow M_2, M_5 \rightarrow M_3$

第3組： $M_1 \rightarrow M_3, M_3 \rightarrow M_2, M_5 \rightarrow M_4$

さて、2.3節で述べたように、相関ピークの遅れ時間から推定される方向余弦には誤差が含まれる。従って、計算の手間は増えるが、幾つかの組で音の到来方向を推定して平均すれば、誤差の影響を低減することが可能と考えられる。ここでは3.2節で述べた実験の多チャンネル同時録音データ(羽田空港の測定データ)を用いて調べた結果を示す。3.1節では配置1で測定原理を述べたが、この実験は試作ハードウェア処理装置による検証実験を録音と並行して行ったため、都合で実際のマイクロホン配置は配置2に準じた形とした( $M_1$ と $M_3, M_2$ と $M_4, M_5$ と $M_6$ の3組のマイクロホン対を間隔1mとし、互いに直交するように並べたが、 $M_5$ と $M_6$ の上下対の高さが正八面体の位置から高い方におよそ2.5cm程度ズレて設置された;図3-11参照)。3.2節で述べた推定結果は直交系をなす第1組のみで処理したものであるためズレの影響は生じないが、この議論では斜交系をなす組でも推定処理を行い、平均化するので影響を受ける。

まず、第1, 2, 3組を組み合わせで処理してみた。直交系をなす第1組については(3-4)~(3-5)式から直接、音の到来方向の方位角と俯角を算出した。斜交系をなす第2~3組については(3-15)式を用いて直交系に変換した後、(3-4)~(3-5)式に入れた。斜交座標系の方向余弦を直交座標系に直す式は表3-1となる。上下対の高さのズレは2.5cmとした。相関ピークの検出時には3.3節で述べた誤りの訂正と除去の処理を行っている。図3-12は処理結果の例で、種類の異なる4機の旅客機の離陸時の騒音の音源方向の変化を示してある。羽田空港には図3-11に示すように滑走路が3本あり、(a)~(c)のデータはR/W 04による離陸、(d)はR/W 33の離陸の結果である。図には第1, 2, 3組の各々による処理の結果とそれらを平均した結果を一緒に示してある。平均した結果は細かな乱れが減って滑らかになっているが、仰角の大きい方へ偏っている。これは第3組の結果が他と比べて大きくズレていることによる。測定の際、2, 4, 1節で説明したように、仰角測定器を東向きに設置して仰角を測っており(測定仰角は図中に記してある)、その値が第1組の結果と近いことから、第3組の結果がズレているのと考えられる。表3-1より、上下対の高さのズレの影響は第2組では $\lambda_x, \mu_x, \nu_x$ の全てに等しく入っており(3-4)~(3-5)式の計算に影響しない。しかし、第3組ではズレの影響が $\nu_x$ にだけ入るので(3-4)~(3-5)式の計算で相殺されず、結局、結果に上下対の高さのズレの影響が残ったものと考えられる。測定の際には本節の処理を計画していなかったため高さ方向のズレを正確に測っておらず、これ以上、補正できない。

高さのズレが全くなく、正八面体の配置になっていたと仮定した場合の計算の結果を  
 図3-13に示す(斜交座標系から直交座標系への変換表は表3-2)。第3組の結果は  
 前とあまり変わっていないが、第2組が大きいほうへズレていることが分かる。

最後に、図3-14に(a)第1, 2, 3, 4, 5組の全てを用いて平均した結果、  
 (b)第1, 2, 3, 4, 5組を用いて平均した結果、(c)上下対の高さのズレの影響  
 が入らない第1, 2, 4組だけを使った結果を示す。第3, 5組の入った(a)と(b)  
 は5組の平均であるため極めて滑らかな結果が得られているが、仰角測定器の結果とズレ  
 がある。第1組、第2組、第4組だけの方は3組の平均であるため滑らかさは若干劣るが、  
 平均結果はほぼ第1組と等しい。

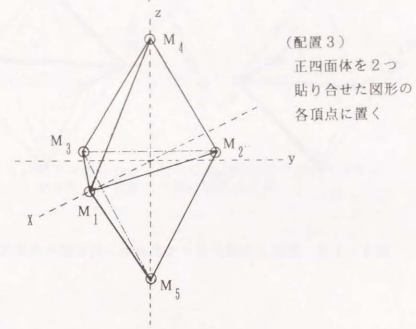
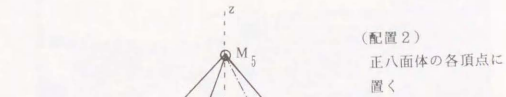
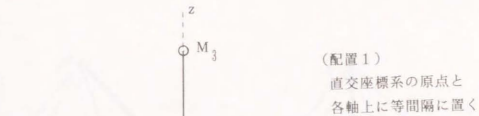


図3-9 音の到来方向の検出のためのマイクロホン配置

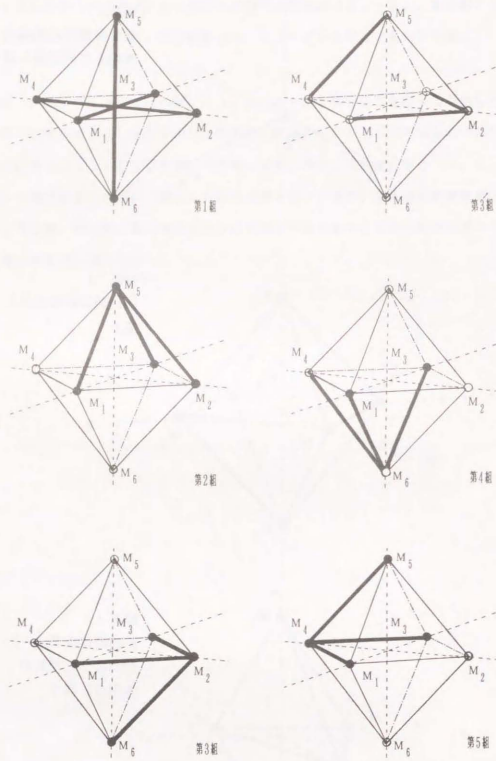


図3-10 配置2の場合のマイクロホン対の組み合わせ方

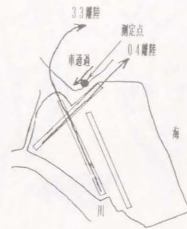
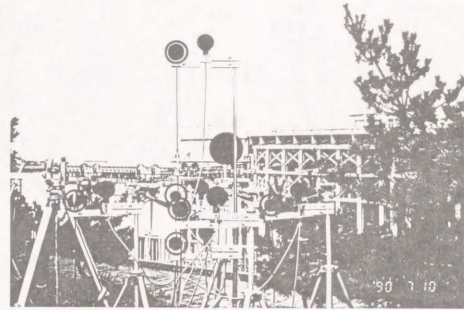


図3-11 羽田空港における音の到来方向測定のためのマイクロホン配置および測定点と飛行経路の関係

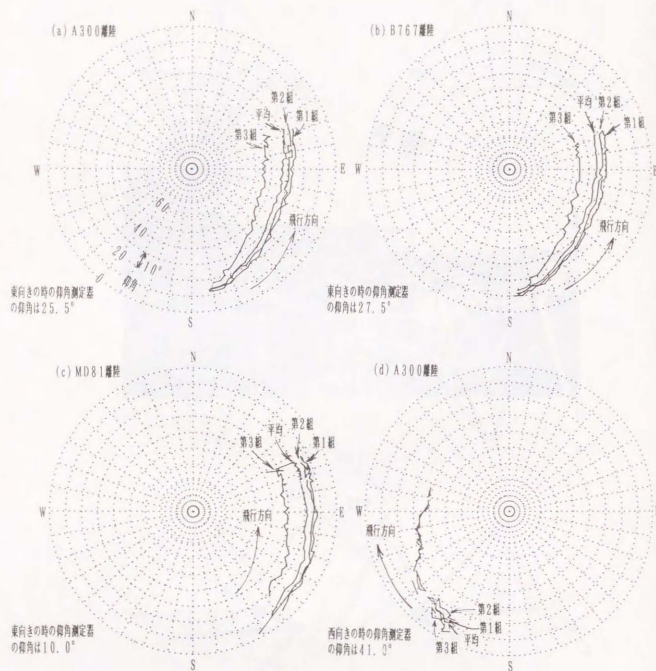


図3-1-2 東京国際空港(羽田)の測定データを用いたマイクロホン対の組み合わせの仕方による音の到来方向の推定結果の違いと平均化処理の結果；上下対の高さのズレを考慮した場合

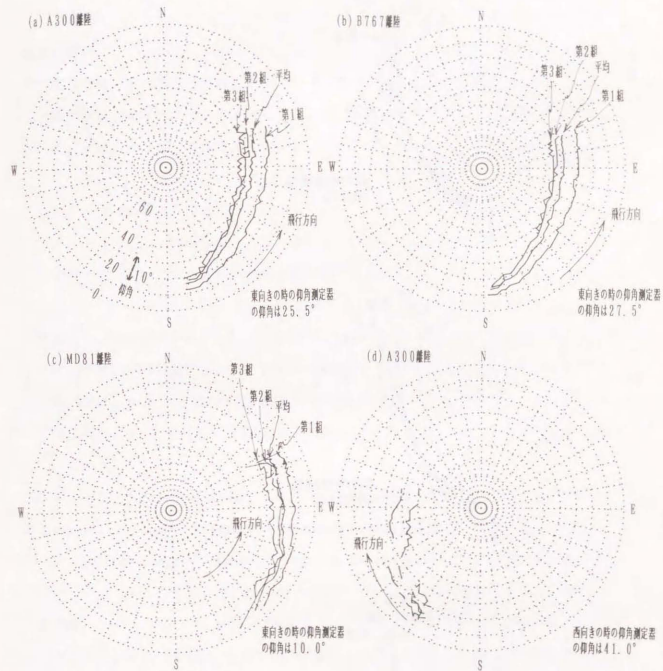


図3-1-3 東京国際空港(羽田)の測定データを用いたマイクロホン対の組み合わせの仕方による音の到来方向の推定結果の違いと平均化処理の結果；上下対の高さのズレを考慮しないで正八面体として考えた場合。

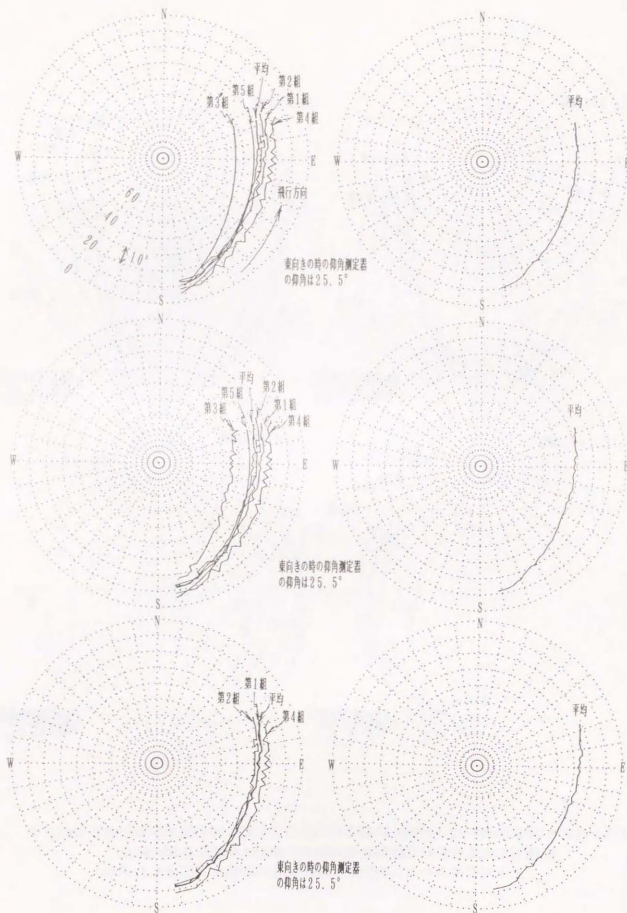


図3-1-4 異なるマイクロホン対の組み合わせ方による音の到来方向の推定結果の平均の違い；使用データは東京国際空港（羽田）のA300離陸の測定データ。

表3-1 配置2（第1, 2, 3組の場合）の斜交系から直交系への変換式  
（配置が正八面体に近いが、上下対が2.5cmだけ上にズレている）

（第1組）

$$M_3 \rightarrow M_1 = (1, 0, 0)$$

$$M_4 \rightarrow M_2 = (0, 1, 0)$$

$$M_6 \rightarrow M_5 = (0, 0, 1)$$

$$\lambda_x = [\cos \phi_1, \quad \quad \quad ]$$

$$\mu_y = [\quad \quad \quad \cos \phi_2, \quad \quad ]$$

$$\nu_z = [\quad \quad \quad \quad \quad \cos \phi_3, \quad ]$$

（第2組）  $\text{const} = f/13/4$

$$M_5 \rightarrow M_1 = (-1/2, \quad 0, \quad 3/4) / \text{const}$$

$$M_5 \rightarrow M_2 = ( \quad 0, \quad -1/2, \quad 3/4) / \text{const}$$

$$M_5 \rightarrow M_3 = ( 1/\sqrt{2}, \quad 0, \quad 3/4) / \text{const}$$

$$\lambda_x = \quad \text{const} \cdot [\cos \phi_1, \quad \quad \quad -\cos \phi_3, \quad ]$$

$$\mu_y = \quad \text{const} \cdot [\cos \phi_1, \quad -2 \cdot \cos \phi_2, \quad + \cos \phi_3, \quad ]$$

$$\nu_z = (2/3) \cdot \text{const} \cdot [\cos \phi_1, \quad \quad \quad + \cos \phi_3, \quad ]$$

（第3組）

$$M_2 \rightarrow M_1 = ( 1/\sqrt{2}, \quad -1/\sqrt{2}, \quad 0)$$

$$M_3 \rightarrow M_2 = ( 1/\sqrt{2}, \quad 1/\sqrt{2}, \quad 0)$$

$$M_4 \rightarrow M_5 = ( \quad 0, \quad 2/\sqrt{13}, \quad 3/\sqrt{13})$$

$$\lambda_x = f/2 \cdot 2 \cdot [ \quad \cos \phi_1, \quad + \quad \cos \phi_2, \quad \quad \quad ]$$

$$\mu_y = -f/2 \cdot 2 \cdot [ \quad \cos \phi_1, \quad - \quad \cos \phi_2, \quad \quad \quad ]$$

$$\nu_z = 2/3 \cdot [ 1/\sqrt{2} \cdot \cos \phi_1 - 1/\sqrt{2} \cdot \cos \phi_2 + f/13/2 \cdot \cos \phi_3 ]$$



表3-2 配置2 (第1, 2, 3組の場合) の場合の斜交系から直交系への変換式  
(配置が正八面体の頂点になっている場合)

(第1組)

$$M_3 \rightarrow M_1 = (1, 0, 0)$$

$$M_4 \rightarrow M_2 = (0, 1, 0)$$

$$M_6 \rightarrow M_5 = (0, 0, 1)$$

$$\lambda_x = [\cos \phi_1 \quad \quad \quad ]$$

$$\mu_y = [\quad \quad \cos \phi_2 \quad \quad ]$$

$$\nu_z = [\quad \quad \quad \cos \phi_3 \quad \quad ]$$

(第2組)

$$M_5 \rightarrow M_1 = (-1/\sqrt{2}, \quad 0, 1/\sqrt{2})$$

$$M_5 \rightarrow M_2 = (\quad 0, -1/\sqrt{2}, 1/\sqrt{2})$$

$$M_5 \rightarrow M_3 = (1/\sqrt{2}, \quad 0, 1/\sqrt{2})$$

$$A^{-1} = \begin{bmatrix} -1/\sqrt{2} & 0 & 1/\sqrt{2} \\ 1/\sqrt{2} & -1/\sqrt{2} & 1/\sqrt{2} \\ 1/\sqrt{2} & 0 & 1/\sqrt{2} \end{bmatrix}$$

$$\lambda_x = -1/\sqrt{2} \cdot [\cos \phi_1 \quad \quad \quad -\cos \phi_3 \quad \quad ]$$

$$\mu_y = 1/\sqrt{2} \cdot [\cos \phi_1 \quad -2 \cdot \cos \phi_2 \quad + \cos \phi_3 \quad \quad ]$$

$$\nu_z = 1/\sqrt{2} \cdot [\cos \phi_1 \quad \quad \quad + \cos \phi_3 \quad \quad ]$$

(第3組)

$$M_2 \rightarrow M_1 = (1/\sqrt{2}, -1/\sqrt{2}, \quad 0)$$

$$M_3 \rightarrow M_2 = (1/\sqrt{2}, \quad 1/\sqrt{2}, \quad 0)$$

$$M_4 \rightarrow M_5 = (\quad 0, \quad 1/\sqrt{2}, 1/\sqrt{2})$$

$$A^{-1} = \begin{bmatrix} 1/\sqrt{2} & 1/\sqrt{2} & 0 \\ -1/\sqrt{2} & 1/\sqrt{2} & 0 \\ 1/\sqrt{2} & -1/\sqrt{2} & 1/\sqrt{2} \end{bmatrix}$$

$$\lambda_x = 1/\sqrt{2} \cdot [\cos \phi_1 + \cos \phi_2 \quad \quad \quad ]$$

$$\mu_y = -1/\sqrt{2} \cdot [\cos \phi_1 - \cos \phi_2 \quad \quad \quad ]$$

$$\nu_z = 1/\sqrt{2} \cdot [\cos \phi_1 - \cos \phi_2 + 2 \cdot \cos \phi_3 \quad \quad ]$$

### 3. 5 相関法とその他の音響的な音源同定手法の比較

第2章の初めに飛行位置検出の目的と音響的な手法の意義について電波や光学的手法と比較して述べた。ここでは相関法以外の音響的な音源同定の手法を幾つかを取り上げて簡単に比較する。いずれも音の到来方向を調べる方法である。なお、次章で記述する機種識別は観測される騒音スペクトルの違いから航空機の機種の違いを判別するものであるが、同時に音源同定の方法と考えることも可能である。

#### (1) クロススペクトル法

音響的に音源を同定するには観測される騒音から振幅や位相、周波数等になんらかの特徴の差を見出す必要がある。相関法を基本とする第1章の航空機騒音の判別、第2章の飛行位置検出、第3章の3次元的な音の到来方向の変化の検出はいずれも音の到来方向(仰角、方位角)を複数マイクロホンへの到来時間の差から検出している。相関法と対をなす考え方としてクロススペクトルを用いて音の到来時間差を検出する方法が考えられる[31~33]。

クロススペクトルはフーリエ変換を介して相互相関関数と一対一に対応し、到来時間差はクロススペクトルの位相遅れとして現れる。そのため周波数の異なる音ならば同時に到来しても個別に遅れ時間を求め、到来方向を推定することが原理的に可能である。到来する音が1つで広い周波数範囲にスペクトル成分を持つ場合には周波数に対する位相変化の傾きから平均的な遅れ時間を推定することもできる。しかし、屋外で航空機騒音を観測する場合は必ずマイクロホンを設置する面からの反射音加わるため、遅れ時間の推定は容易ではない。第1章の(1-5)式をフーリエ変換して設置面上の垂直なマイクロホン対による観測騒音のクロススペクトル  $P_{21}(f)$  が次式のように得られる。f は周波数、j は虚数単位、 $P_0(\omega)$  は入射音のパワースペクトルである。

$$P_{21}(f) = P_0(f) \cdot \{ \exp(-j2rf \cdot r_n) + \alpha^2 \cdot \exp(+j2rf \cdot r_n) \\ + \alpha \cdot \exp[-j2rf \cdot (r_n + 2r_n)] \\ + \alpha \cdot \exp[+j2rf \cdot (r_n + 2r_n)] \} \quad (3-21)$$

設置面の反射が小さければ ( $\alpha \ll 1$ ) 影響を無視することもできるが、自動監視装置を設置するような場所は舗装してあり反射が大きいことが多い。従って、反射を無視することはできないので位相特性から単純に到来時間差を求めることはできない。

直接音のスペクトル  $P_d(f)$  が分かれば、それで (3-21) 式を除し、伝達特性にできる。それを相互相関関数に逆変換すると遅れ時間に当たる位置に鋭いピークを持つ形になる。これは周波数領域で信号を白色化することに相当する。直接音のスペクトルは、第1章 1.4 節のように、下側のマイクロホンを inverted microphone にすれば近似的に得られる。なお、この場合には伝達特性は次式となる。

$$P_{d1}(f) / P_d(f) = \exp(-j2rf \cdot t_{10}) + \alpha \cdot \exp(j2rf \cdot (t_{10} + 2 \cdot t_{11})) \quad (3-22)$$

クロススペクトルは FFT を用いれば比較的短い時間で推定できるが、推定の精度を保つにはプリエンファシスと線形予測残差処理に比べて長いデータ長が必要である。すなわち、後者では 1.28 ~ 5.12 点程度のデータの長さで十分安定な推定ができた。前者の方法を行う場合はスペクトル推定にピリオドグラムの平均化が必要であるため必要なデータ長が長くなる。反射特性が周波数によらなければクロススペクトルの周波数分解能が悪くても構わないが、データ数が 5.12 点の場合は 6.4 点の FFT では 8 回の平均しかできない。さらに、inverted microphone の使用は自動監視のように長期にわたる場合は、1.4 節で述べたように、実用上で解決しなければならない問題が残る。

## (2) 近接 4 点法

この方法は室内音場を評価する手法として考えられたもので [34, 35]、4 cm くらいの極めて短い間隔で直交座標系の原点と 3 軸方向に 4 本のマイクロホンを配置して音源から放射されるインパルス音の応答波形を観測し、マイクロホン間の短時間相互相関関数から相関ピークにより壁面等からの反射音の遅れ時間を検出する。3 組のマイクロホン対から検出される遅れ時間から仮想的な音源位置が再現される。マイクロホンの配置、相互相関関数を利用する点で、近接 4 点法は本章の 3.1 節の手法と類似する。しかし、近接 4 点法では壁面等からの多重反射を調べるため時間分解能を重視してインパルス音を試験音に

用いており、任意の一過性騒音の波形を観測し、その到来方向を精度良く検出するために相関関数の計算に先立って白色化するという著者の発想とは目的も手段も異なる。

## (3) 音響強度による方法

音響インテンシティは単位時間に単位面積を通じて運ばれる音のエネルギーで向きを持つ。これにより、強い音の来る方向として到来方向を検出することが可能である [36]。機械や構造物から発生する音の音源位置を探索するのに利用される。しかし、航空機騒音の到来方向を推定する方法として単純に音響インテンシティを用いることは難しい。飛行経路がばらつくためと一過性騒音であるためである。指向性マイクロホンをいって航空機騒音を同定する方法が提案されている [37]。周波数で観測される騒音の指向性が変化することを利用するものであるが、音響インテンシティ法と同様、指向性マイクロホンの向きから音が聞こえる場合しか同定できないため、使用できる場所が制限される。有指向性のマイクロホンを上向きにして無指向性マイクロホンと並べて置くと、上空を航空機が通過する際は両方で大きな音が観測されるが地上の自動車騒音等では無指向性マイクロホンの方にしか大きな音が観測されないことを利用する方法もあるが、これも特定の向きから音が聞こえる場合に限定される。指向性マイクロホンの考えの延長上に配列マイクロホンがある [38~40]。相関法も複数のマイクロホンを並べる点では同じだが、こちらは時間領域で特定方向の信号波形を求めることを主眼とする。機械的な指向性マイクロホンと異なり、配列マイクロホンの場合は素子マイクロホンの出力に加える遅延時間を電氣的に操作することで指向性の向きを変更することが可能である。高速のデータサンプリングと処理能力を持つ計算機を用いれば、遅延時間を計算機の内側で数値的に与えてやることも可能であり、phased array を利用するレーダーのように電氣的に指向性を切り替えていって、上空を移動する航空機の一過性騒音を追跡することも可能と考えられる。この方法では空間的な aliasing を避けるために信号の帯域を狭くする必要があるが、観測される航空機の騒音のスペクトルは機種によって変化するので、測定帯域に常に十分大きな成分があることは保証されない。航空機騒音の自動監視装置に付加する機能としてはコストが掛かり過ぎると考えられる。

### 3. 6 まとめ

空間を移動する音源による一過性騒音から音の到来方向の3次元的な変化を検出する手法について述べた。第1章の相関法に基き、第2章の飛行位置検出の方法を一般化した形になっている。

- (1) 互いに直交する3組のマイクロホン対で騒音を観測し、相関ピークの遅れ時間からマイクロホン間の到来時間差を算出することから、時々刻々の音の3次元的な到来方向が同定できる。
- (2) 推定される到来方向の仰角の推定誤差分散は方向によらず、一定である。方位角の方は仰角が大きくなると分散が大きくなる。
- (3) 2つの空港の周辺で観測した航空機騒音により、この方法の有効性が確認された。方位角にして $90^\circ$ 以上の広い範囲にわたって音源方向を追跡できた。パーソナルコンピュータ、デジタル騒音計、DSPを組み込んだ相関法処理装置を接続したハードウェアを現場に持ち出した測定でも同じ結果が得られ、実時間動作することが確認された。
- (4) 設置面からの反射音等による相関法の相関ピークの検出誤りの影響を考慮し、誤りの自動検出と訂正・除去のアルゴリズムを考案して処理に組み込んだが、航空機の騒音に対して良い効果を示した。
- (5) 本方法の推定をより良くするために、マイクロホンの配置や数の増加の効果を検討した。本方法のためのマイクロホン配置は直交系に限らず、斜交系でも可能であること、マイクロホンの数を増やし、幾つかのマイクロホン対の組み合わせ方の各々で推定した結果を平均することが滑らかな軌跡をもたらすことが確かめられた。
- (6) 最後に、相関法以外の音響的な音源同定の方法について振り返り、本方法の有効性を確認した。

## 第4章 音響的な手法による航空機の機種識別

### 4. 1 音響的な機種識別の考え方

#### 4. 1. 1 目的

飛行中の航空機が発生する騒音から機種や飛行形態（離陸や着陸等）を自動的に識別できれば、自動監視のデータ整理に役立つだけでなく、騒音評価の基礎資料である機種別の飛行回数や滑走路使用割合を調べる場合にも有用である。航空交通情報システムからも運航情報が得られるが、空港から離れた場所で観測される騒音とは必ずしも1対1に対応しない。自衛隊や米軍の使用する飛行場では運航情報は全く得られないことが少なくない。そのため、自動監視装置が測定する騒音自体から航空機の機種や飛行形態を識別できればそれに優る手段はない。ただし、識別の手法が実際の自動監視装置に採用されるか否かは製造コストにもよるので自動監視装置の価格に見合う安価なものでなければ意味がない。また、自動監視の場合、気象や季節変化、運航状況により航空機騒音の大きさや飛行方向、飛行経路、運航機種や割合が変わること、航空機以外の予期しない騒音が観測されることなど多くの変動要因があるので、それらに左右されない手法でなければならない。

本章ではこれまで筆者が行ってきた騒音による機種識別の研究結果を述べる[41-46]。騒音の自動監視と関連づけて考えるので1つの騒音事象と判断される区間全体の結果から航空機の機種と飛行形態を識別する。特徴パラメータはバンドスペクトルから抽出する。同様な研究は水谷ら[47-51]も行っており、航空機が観測点に最も近づく時や騒音レベルが最大となる時点の騒音から1/3オクターブバンド分析器やFFT分析器で抽出した特徴パラメータで機種を識別する手順が検討されている。だが、自動監視装置へ組み込むことは想定されておらず示された識別手順は必ずしも簡単ではない。実験場所も限られたものである。潜水艦の識別を水中音で行っていると聞けるが、資料がないので内容は不明である。ただ、これも騒音の自動監視装置に付加するような簡便な手法であるとは思えない。

#### 4. 1. 2 機種分類

一口に航空機の機種を識別と言っても識別の目的や趣旨、飛行場の種類によって機種の分類の仕方や識別機能として要求される内容が変わるし、実現できる識別正答率も変化する。観測される騒音の大きさに基づいて運航を規制したり、運航者にペナルティを課したりする場合には航空機の機種や飛行形態を特定するだけでなく航空会社の違いまで判別できる必要がある、あらゆる航空機を非常に高い正答率で識別しなければならない。前節で述べたように、騒音評価を目的とする場合は騒音レベルが小さいものや飛行回数が極端に少ないものの判別を若干誤っても大きな影響は生じない。逆に、騒音の大きな機種や飛行回数の多い機種を他に誤ることは影響が大きい。

航空機の騒音レベルや周波数特性は離着陸で大きく異なる。風向きによって飛行方向が変わるため、1つの測定点で離着陸の両方を含めて識別できることが必要である。離着陸の他にも単なる上空通過や旋回、タッチアンドゴー等の飛行訓練など、様々な飛行状況がある。運航される機種や割合は折々の旅客需要や社会動向でも変わる。大規模な民間空港では定期便の運航の寄与が大きく、使用される航空機の機種も比較的安定であるが、臨時便や小型機、ヘリコプタの運航もあり、機種を完全に限定することはできない。自衛隊の飛行場等では演習の有無や社会情勢を反映して機種も飛行回数も大きく変動する。従って、飛行場毎に運航する機種や飛行形態、騒音特性の状況を把握した上で機種グループの分類を決める必要がある。自動監視では長い間に次第に飛行状況が変化することも考える必要があるし、航空機以外の予期しない騒音が観測されることも想定する必要がある。ただし、第1～3章の手法で航空機騒音であるか否かの同定をすることを前提として、航空機以外の音は機種識別の前に除外されるとしておく。なお、稀にしか観測されない機種はその他としてまとめることが実用的には望ましい。

航空機は機種が同じでも型式やエンジンが異なる場合がある。例えば現在を代表する大型旅客機ボーイングB747は性能改良等によって100、200、300、400、SPの異なる型式に分けられる。搭載エンジンも航空会社により異なるメーカー(P & W、G. E.、R. R.)のものが用いられている。機種別・飛行形態別に飛行回数と滑走路使用割合を推測して騒音予測の資料とすることが目的ならば、運航される主要な航空機に

ついて機種だけでなく型式やエンジンも区別して分類する必要がある。しかし、自動監視のデータを整理するだけなら、飛行経路や運用状況、気象による騒音レベルのばらつきを考えると、機種・型式・エンジンは異なっても騒音レベルや周波数特性が似ていれば機種を区別する必要はない。たとえば、ロッキードL-1011やダグラスDC-10を一括して扱うことが考えられる。民間の旅客機と軍用機が共用する飛行場で騒音予測の資料として機種別飛行回数を推測する場合には、軍用機の影響が圧倒的に大きいので、定期旅客輸送に用いられる大型旅客機を一括して1機種にまとめてしまっても大きな支障はない。このように、機種の分類は識別の趣旨によって異なり、識別精度の評価も変わる。

前述のように、離陸と着陸では騒音特性が異なるため別の機種として識別しなければならない。しかし見方を変えると、これは機種識別が飛行形態の識別を兼ねることを意味している。第2章および第3章で述べたように、騒音を発生する航空機の飛行形態は複数のマイクロホンによる相互相関から音の到来方向の変化を検出する手法を応用して音源の移動方向を調べることで知ることができるが、1本のマイクロホンで観測された騒音特性を解析し、識別分類することからも知ることができるということである。飛行形態に的を絞れば、機種の識別誤りは問題ではなく、識別精度の評価はさらに緩やかなもので足りる。このように、機種の分類は必ずしも一意的に決まる訳ではなく、幾つかの機種をまとめたグループを識別の対象として扱うことも考えられるので、以下では機種グループの分類と記すことにする。

#### 4. 1. 3 識別手順

機種識別は判別分析[52]に属する。観測した航空機騒音から抽出する特徴パラメータのサンプルパターンと予め幾つかの機種グループについて用意する基準パターンの距離を計算し、それが最短となる機種グループに航空機が属すると判別する。取得した騒音から特徴パラメータを抽出する手順や基準パターンの作成については次節で述べることにし、本節では未知航空機の騒音が観測された時に機種グループを判別する手順について述べる。本章で用いた識別手順のフローチャートを図4-1に示す。

M種類の機種グループについて、N個の特徴パラメータから成る基準パターン  $P_i = (p_{i1}, p_{i2}, \dots, p_{iN})^t$ ,  $i=1, 2, \dots, M$  が用意されているとする。  $p_{ni}$ ,  $n=1, 2, \dots, N$  は機種  $i$  の  $n$  番目の特徴パラメータを表す。  $( )^t$  は転置を意味する。未知の航空機騒音が観測された時、基準パターン作成の時と同一の処理手順によって、そのサンプルの特徴パラメータ  $x_n$ ,  $n=1, 2, \dots, N$  を抽出しサンプルパターン  $X = (x_{11}, x_{21}, \dots, x_{N1})^t$  を作る。その後、サンプルパターン  $X$  と各機種グループの基準パターン  $P_i$ ,  $i=1, 2, \dots, M$  の間の重み付き距離  $D_i(X, P_i)$  を次式で計算する。

$$D_i(X, P_i) = \left| \sum_{n=1}^N (x_n - p_{ni})^2 \cdot w_{ni} \right|^{1/2} \quad (4-1)$$

ここに、  $w_{ni}$  は機種  $i$  の  $n$  番目の特徴パラメータに関する重みで、機種グループ別および特徴パラメータ別に算出した分散推定値の逆数とする。さて、上式で計算した全ての機種グループとサンプルの距離を相互に比較し、最小値を見つける。その値が前もって定める閾値  $D$  より小さい場合にはサンプルは最小距離に対応する機種グループに属すると判別して処理を終了する。最小距離が閾値  $D$  より大きい場合には用意された機種グループのいずれにも属しない、その他の航空機の騒音であると判断する。そして第二段階の処理として、最初とは異なる別の特徴パラメータを使用して新たに距離を計算し、その大小からプロペラ機の音かジェット機か判別する。前節で述べたように、自動監視では長期連続で機器を稼働させるため、予め予想される種類と異なる航空機の騒音が観測されることが少なくない。従って、この第二段階の処理手順は観測される騒音データを整理し分類する上で欠かせないものである。

上記手順は通常の判別分析[52]と少し異なる。通常の判別分析は「各機種グループの特徴パラメータパターンは互いに異なる母集団を持つ多次元正規分布に従うが、各母集団の共分散行列は等しい」という前提の下に、尤度関数が最大となる機種グループに未知サンプルは属するという、判別規則で振り分ける。この判別規則は尤度関数の対数を取り、次のように表される。

$$\left[ \text{サンプルパターン } X \text{ と基準パターン } P_i \text{ の間の一般化された距離、} \right. \\ \left. DD(X, P_i) = [(X - P_i)^t \cdot (W)^{-1} \cdot (X - P_i)]^{1/2} \right] \quad (4-2)$$

が最小となる機種グループ  $P_m$ 、

$$DD(X, P_m) \leq DD(X, P_i) \quad \text{for any } i (i \neq m) \quad (4-3)$$

に属する」。

ただし、  $W$  は特徴パラメータに関する共分散行列で、  $(W)^{-1}$  はその逆行列を意味する。  $W$  は全機種グループで等しいと仮定されている。なお、特徴パラメータ間に相関がなく、しかも分散が等しいとすると、(4-2)式は普通のユークリッド距離に帰着する。

それに対し、(4-1)式は特徴パラメータ間の相関がないと仮定している点は同じであるが、分散が機種グループおよび特徴パラメータによって異なると想定していることに当たる。すなわち、(4-1)式は「各機種グループの母集団は互いに異なる共分散行列を持ち、特徴パラメータ間に相関はない」と仮定していることに相当し、通常の判別分析と異なる。この仮定の妥当性については4-2節で実験結果を用いて論じる。しかしながら、(4-1)式による距離の定義を用いることは、機種と飛行形態を識別する装置を実現する上で実用上の観点から簡便で好ましいものであることは明白である。(4-1)式によれば、新たな騒音特性を特徴パラメータに加える場合、各々の機種グループに対するその特性の平均値と分散の値を算出すれば足りる。ある機種グループの特定の特徴パラメータの分散が非常に大きい場合にはその逆数で与えられる(4-1)式の重みは小さい値となるので、全体の距離に対するそのパラメータの寄与も小さくなる。これより、ある機種グループが一部の特徴パラメータで確実に特定できる場合は、その他のパラメータの重みを恣意的に十分小さな値または0にして距離計算に影響を及ぼさないようにすることができる。

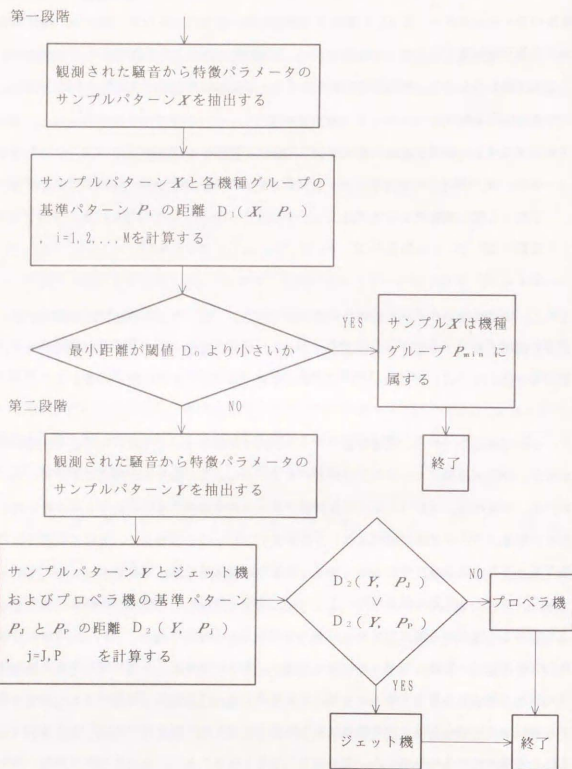


図 4-1 航空機騒音による機種識別の手順

#### 4. 2 バンドスペクトルに基づく機種識別

航空機騒音のバンドスペクトルから特徴パラメータを抽出して機種を識別する手法を検討するため、飛行場の周辺で測定を行い、取得したデータをバンド分析器で解析した。機種や飛行形態は飛行場によって異なる。どの飛行場でもそのまま使える識別手法を作るとは理想であるが、あらゆる機種や飛行形態の基準パターンを用意することは難しいし、騒音の自動監視装置で実時間で機種を識別させることが目的なので、不要なデータを装置に内蔵したり複雑な処理手順を取ることは実際ではない。ここでは飛行場を特定して、そこで観測される航空機の機種や飛行形態を適宜分類して識別する方法を構築することを考え、実際に幾つかの飛行場について実験を行った。本節ではその結果を順に述べていく。なお、このような手順で構築した方法は個々の飛行場へ応用する毎に機種グループの分類や基準パターン作成をやり直す必要が生じると予想されるが、その問題には踏み込まない。

##### 4. 2. 1 横田飛行場における識別実験

機種識別の最初の試みは横田飛行場について行った。ただし、測定を行ってから既に 10 年近く経つため、現在は運航の状況等が異なっていることも予想される。同飛行場は軍用の飛行場で、輸送機や旅客機、小型機、ヘリコプタ等の多くの航空機が離着陸する。一部の航空機は通常の離着陸の他に、飛行訓練のため、タッチアンドゴー（通常の着陸と同じように進入するが、着地後再び離陸上昇に転じる形態）を繰り返す。

##### (1) 測定の概要

測定は連続して 5 日間にわたって行った。図 4-2 に示すように、2ヶ所の測定点を滑走路の両側に設け、2ヶ所の合計で 300 機余りの航空機騒音を取得した。測定点には騒音計 4 台と低周波音計 2 台を配置して 8 チャンネルデータレコーダに航空機騒音を録音した。騒音計は飛行経路直下の地上 1.2 m ( $M_1$  と  $M_4$ ) と地面 ( $M_2$ ) に置いた他、飛行経路側方へ少し離れた場所の地上 1.2 m にも置いた ( $M_3$ )。騒音計の周波数補正特性は C として 3.2 Hz ~ 8 kHz をカバーした。一方、低周波音計  $M_5$  と  $M_6$  は騒音計  $M_1$  および  $M_3$  と同じ場所の地上に置いた (0.4 Hz ~ 1 kHz をカバー)。低周波音計は機体

の大小やエンジンの種類によって低周波領域に顕著な差が生じることを予想したものの、風の影響を受けやすく実用性は高くない。この測定は機種識別を試みた最初の実験であり、特徴パラメータに利用できる特性を探すことを目的に考えていたため、多数のセンサーを配置したものである。しかし、自動監視への応用を前提とするので、地面から持ち上げて配置したマイクロホンで観測する騒音が基本になる。そこで地上1.2mのマイクロホンM<sub>1</sub>の観測信号を中心に行うこととした。

### (2) 機種の分類

横田飛行場では多くの機種の騒音が観測されるが、飛行回数の少ない機種も多いので、年間の運航頻度を参考に、表4-1に示す9種類の機種グループに分けて識別を行うことにした。すなわち、3つの主要機種(C-141、T-39、C-130)の離陸と着陸、ヘリコプタ、その他のジェット機とプロペラ機である。自動監視で取得した航空機騒音のデータを整理する手段として利用することを想定するとこの機種分類で十分足りる。C-141は大型ジェット輸送機で通常の離着陸を行う。T-39(小型双発ジェット練習機)とC-130(大型プロペラ輸送機)は通常の離着陸の他にしばしばタッチアンドゴーを繰り返す。ここではタッチアンドゴーを通常の離着陸と区別しないで処理した。

### (3) データの解析と特徴パラメータの抽出

機種や飛行形態の違いを表す特性を抽出するため騒音を1/3オクターブバンド分析器で処理した。分析は平均化の時定数SLOWで行い、中心周波数25Hz~20kHzの1/3オクターブバンドと周波数補正特性A、Cの合計32個のフィルタ出力をレベルに変換し、A特性騒音レベルのピーク値(L<sub>Amax</sub>)と略記する)の前後の広い時間範囲のレベル変化をサンプリング時間間隔0.1sで計算機に取り込んだ。ただし、8kHz以上ではSN比が確保できなかったため解析には用いなかった。前に述べたように、特に断らない限り解析したデータは地上1.2mのマイクロホンM<sub>1</sub>の観測信号である。

観測される騒音レベルは測定場所や機種、飛行形態が同じでも観測のたびに变化する。理由は飛行経路やエンジン出力が变化するためである。しかし、騒音レベルが変化しても

スペクトルの形状や時間パターンは比較的似ていると予想されたので、各1/3オクターブバンドのレベルをL<sub>Amax</sub>(のレベルと時刻)で相対化した結果を多数のサンプルについて重ねあわせてみた。図4-3(a)はその一例でT-39の通常離陸の騒音を多数重ねて描いたものである。相対化によって各バンドのデータが同じような変化パターンを示しているのがわかる。特に、ピークレベルの付近が大きさも時刻も良いまとまりを示している。そこで、バンド毎にピークレベルの算術平均とばらつきを計算してみた(L<sub>Amax</sub>で相対化した後に算出した)。図4-3(b)はその結果を中心周波数に対してプロットした図であり、算術平均を丸の中心、ばらつきの幅(±標準偏差の範囲)を縦の実線で示してある。CはC特性騒音レベルで、これもL<sub>Amax</sub>で相対化してある。ただし、AはA特性(L<sub>Amax</sub>)で0dBの位置にプロットしてある。その変動幅はL<sub>Amax</sub>の絶対レベルのばらつきである。この図のT-39の結果には、通常の離陸だけでなくタッチアンドゴーの騒音も含まれており、Aの変動幅が大きいにも関わらず各バンドの変動幅は小さく、前述の通り、レベルの相対化がスペクトル形状の安定化に貢献していることを示している。図4-3(b)の特性は、航空機が上空を通過する間の騒音を1/3オクターブバンドフィルタ群およびAとC特性のフィルタに通した後に各々ピークホールド回路に通して得たレベルを、A特性のピーク(L<sub>Amax</sub>)で相対化した結果に相当し、簡単なハードウェア(バンドパスフィルタ、二乗器、レベル変換器、ピークホールド回路)で実現することができる。

ところで、図4-3(a)を見ると、各バンドのレベルがピークになる時刻が異なる。これは航空機騒音の指向性によるものである。ジェットエンジンの高速排気騒音は低周波成分が大きいが、航空機の進行方向に対して斜め後方に強い指向性を持ち、遅れてピークとなる。タービンファンやプロペラの騒音等は高周波に純音成分を持ち、進行方向に強い指向性を示すため、早目にピークになる。このように各バンドのピークが観測される時刻はエンジンの形式や種類によって異なる。騒音スペクトルの時間変化は音源の移動による設置面からの反射の影響の変化やドップラー効果によっても起こる。図4-4はT-39が上空を通過するあいだの3つの時刻(L<sub>Amax</sub>の1s前、L<sub>Amax</sub>、L<sub>Amax</sub>の1s後)でのスペクトルの形状(多数のサンプルの平均値と変動幅)を比較したものである。200~250Hz付近にあるスペクトルの谷が、時間経過とともに低い周波数へ移るのが分かる。しかし、ピークの観測時間の差は飛行速度や飛行経路に左右されるため、特徴パラメータとして利用するには何らかの正規化が必要と考えられる。航空機が上空を通過するあいだ

の遅れ時間の変化による地面反射の影響はピークホールドしたバンドスペクトルにも残るが、これについては4. 2. 4節で述べる。

図4-5は航空機が上空を通過する間 ( $L_{Amax}$  の1 s前、 $L_{Amax}$ 、 $L_{Amax}$  の1 s後) の  $M_1 \sim M_4$  の騒音計のA特性騒音レベルと  $M_5$  の低周波音レベル (2. 24~9.0 Hzのバンドレベル) を  $M_1$  の  $L_{Amax}$  の値で相対化して示したものである。A特性騒音レベルは平均値もばらつきもマイクロホンの位置による違いは小さく、 $M_1$  に対する相対的な関係がほぼ一定に保たれていることが分かる。低周波音レベルは機種や飛行形態によって値が異なる他、 $L_{Amax}$  の時刻の後ではばらつきが大きい。低周波音は風の影響を受け安いため、特徴パラメータとして利用するには問題が残る。ここではブレードスラップによる大きな低周波成分を持つヘリコプタ騒音の識別にのみ低周波領域のレベルを利用することにした。

以上の解析検討の結果、機種グループの違いを調べるための特徴パラメータとして、1/3オクターブバンドフィルタおよびAとC特性フィルタの出力のピークレベルを  $L_{Amax}$  で相対化したスペクトル (以下、ピークホールドスペクトルと呼ぶ) を用いることとし、それに基づいて識別処理の基準パターンを作成することにした。

#### (4) 特徴パラメータの選択と基準パターンの作成

各機種グループ (その他を除く) のピークホールドスペクトルを図4-6に示す。図の(a)は離陸、(b)は着陸の結果で、周波数バンド毎に平均と変動幅が示してある。分析した周波数バンドの全ての結果を特徴パラメータとして用いることにすれば単純だが、少ない数のパラメータで済めば安価なハードウェアで足りるので、機種グループ間の特徴を比較して取捨選択を行い、パラメータの数を絞ってもらうべく分類できるように工夫した。なお、機種分類は飛行場によって異なるため、特徴パラメータの選択を自動的に行うことが望ましいが、ここでは簡単にピークホールドスペクトルの比較により手作業で選択した。その結果、表4-2に示す9つの特徴パラメータを選んだ。P1~P8は識別処理の第一段階で用いるものである。P1はヘリコプタのブレードスラップ音を識別するパラメータである。P9はいずれの機種グループにも属しないと判別された後に第二段階でプロペラ機とジェット機の判別を行うためのパラメータである。プロペラ機の騒音は回転騒音が主

で調和的スペクトル構造を持つため周波数によるスペクトルの変化が大きいが、ジェット機の騒音は雑音性が強く広帯域にわたってスペクトルが比較的滑らかであるという違いを利用し、それを隣り合う1/3オクターブバンド ( $k1 \sim k2$ ) のレベル  $L_k$  の一次差分の二乗で検出するものである。

$$Q = \sum_{k=k1}^{k2} |L_{k+1} - L_k|^2 \quad (4-4)$$

基準パターンの作成は機種グループ毎に5ないし10個の比較的小さい数のサンプルで行った (タッチアンドゴー等は避けて通常の離着陸時の騒音を選んだ)。作成した基準パターンを表4-3に示す。4. 1. 3節で述べたように、機種グループの判別はこれらの基準パターンと未知機種の騒音データから抽出した特徴パラメータのサンプルパターンのあいだの距離を比較して行うが、いずれのグループに対する距離も所定の閾値  $D_0$  より大きい場合にはどの機種グループにも属しないと判別してその他の航空機とし、ジェット/プロペラの判別をする。 $D_0$  の値は基準パターン作成に用いたデータを間違えずに識別するように適当に決めた。

#### (5) 重み付き距離による判別の妥当性

距離の定義には、4. 1. 3節で示したように、普通の判別分析の式 (4-2) と若干異なる定義式 (4-1) を用いることとした。これは「特徴パラメータは互いに相関がなく、その分散は機種グループと特徴パラメータによって異なる」と仮定したことに相当する。この仮定の妥当性を調べるため、各機種グループについて特徴パラメータ間の共分散行列を計算してみた。用いたデータは通常離着陸の騒音であるが、機種グループによりデータ数は異なる (1.6~5.5個)。表4-3の各欄の下段に特徴パラメータのばらつき標準偏差が示してある。これらの値の二乗が共分散行列の対角成分に等しいが、機種グループおよび特徴パラメータによって大きさはかなり異なる。従って、通常の判別分析の前提である全ての機種グループの母集団の共分散行列が等しいという仮定からはずれる。一方、共分散行列の非対角成分は特徴パラメータ間の相関を意味するが、計算してみたところ、幾つかのパラメータの間で相関係数が0.7を越えた。統計的な検定は行わなかったが、(4-1)式と(4-2)式の仮定はどちらも当てはまらないと考えられる。従って、可能で



あれば、機種グループ毎に共分散行列を推定しておいて距離計算に用いることが望ましいが、機種や飛行形態の分類は飛行場の種類等によって異なるし、新型機も導入されるので、実用的な見地からそのような複雑な計算はあまり得策ではない。(4-1)式は共分散行列の非対角成分(パラメータ間の相関)を無視して計算を容易にしたものに他ならない。

#### (6) 識別性能の検証

4. 1. 3節で述べた識別の手順と(5)で選択した特徴パラメータ、基準パターンを使って識別性能の検証を行った。機種・飛行形態によりサンプルの数が十分でないものもあったため、横田飛行場の5日間の測定で得た全てのデータ(総数304個)を用いた。識別処理の結果を表4-4に示す。表は縦に真の機種グループ(目で確認した)を並べ、その各々に属するサンプルが識別手順によってどのように判別されたかを機種グループ別に整理して横に並べてある。各欄の数値は判別されたサンプル数である。正解は縦と横の機種グループ名が一致する対角線上の欄に記された数の合計で、正答率でおよそ86%である。特徴パラメータの数がわずか9個であることを考えると、良い結果と言える。識別の誤りについて見ると、小型のジェット機T-39の離着陸騒音が他のジェット機に誤判別されたものと、逆に他のジェット機をいずれかの機種グループに間違えたものが大半を占める。前者については基準パターンを通常離着陸のデータだけで算出したためタッチアンドゴーの音が正しく判別されなかったものと思われる。ただし、機種グループは合っていたが、距離が閾値 $D_0$ より大きいため、その他にされてしまったデータが幾つもある。後者については戦闘機の音をC-141やT-39に間違えたものが多い。その特徴の差をうまく表現するパラメータを用意しなかったことが原因と考えられる。

同じデータを通常のユークリッド距離による識別手順で処理してみた。ユークリッド距離は(4-1)式の重みを省略した式で与えられる普通の距離である。特徴パラメータの種類と基準パターン(この場合は平均値のみを用いる)は同じである。得られた正答率は、(4-1)式の重み付き距離を用いた場合に比べて10%程度低かった。さらに(4-2)式で定義される距離でも識別を行ってみた。共分散行列は全機種グループの平均で代用した。共分散行列の逆行列の対角成分は非対角成分に比べて1桁程度大きな値になった。識別の結果はユークリッド距離の場合よりも5%程度悪かった。

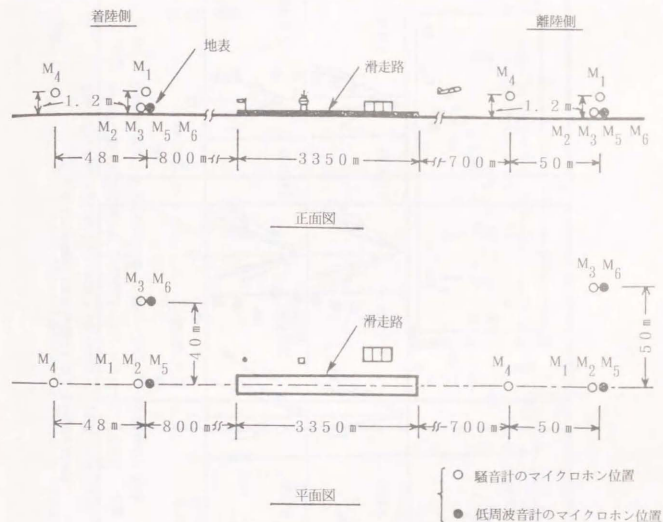


図4-2 横田飛行場における機種識別のための騒音測定のマイクホン配置

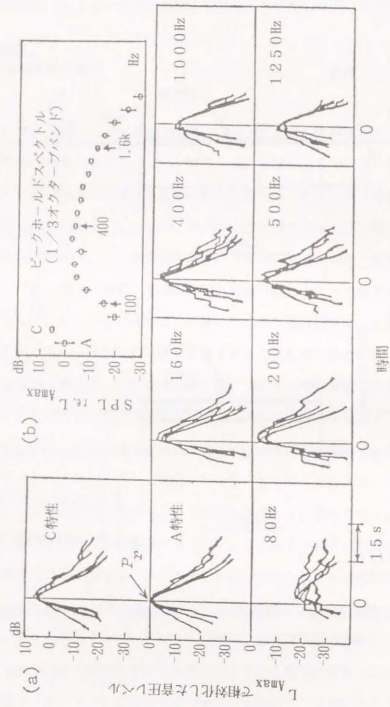


図4-3 (a) A特性騒音レベルのピーク値 ( $L_{Amax}$ ) のレベルと時刻で相対化された1/3オクターブバンドスペクトルの時間変化の重ね合わせ  
 (b) バンド別にピークホールドしたスペクトルの平均特性とばらつき (平均値の上下に「±標準偏差」の幅を示してある)

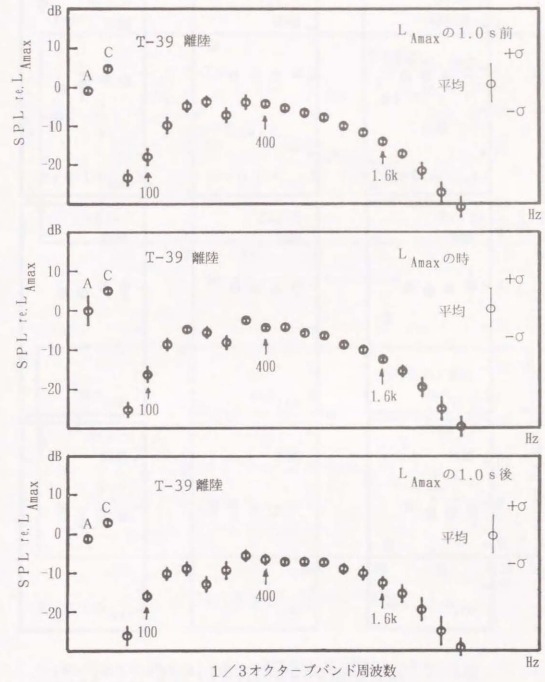


図4-4  $L_{Amax}$ が観測される時刻の前後の3時点における1/3オクターブバンドスペクトルの比較 (マイクロホン  $M_1$ で観測したT-39の離陸騒音)

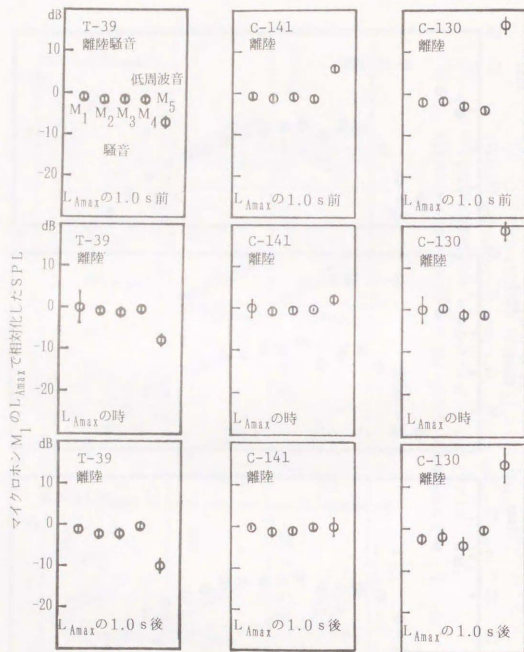


図4-5  $L_{Amax}$ が観測される時刻の前後の3時点における $M_1 \sim M_4$ のマイクロホンの出力のA特性騒音レベルおよび $M_5$ の低周波音レベル(2.24~9.0 Hz)の比較

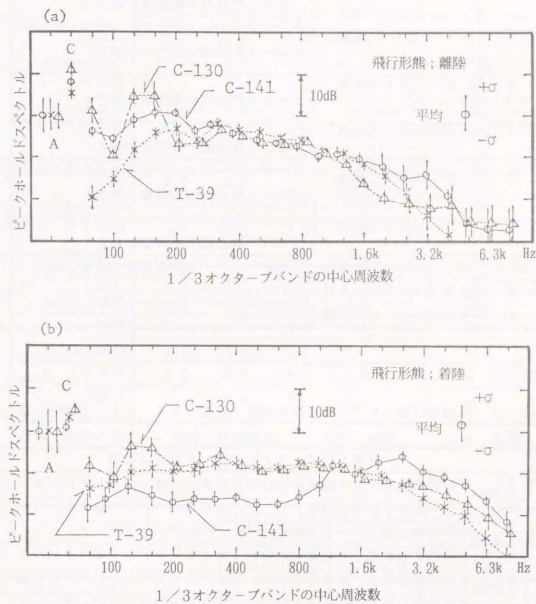


図4-6 表4-1に示した機種別飛行形態別のピークホールドスペクトルの平均とばらつき比較

表4-1 横田飛行場における機種識別処理で用いた機種グループの分類

	機種グループ	備 考
1	T-39の離陸	ターボファンエンジンを2基搭載した小型ジェット練習機の離陸後の騒音
2	T-39の着陸	ターボファンエンジンを2基搭載した小型ジェット練習機の着陸後の騒音
3	C-141の離陸	ターボファンエンジンを4基搭載した大型ジェット輸送機の離陸後の騒音
4	C-141の着陸	ターボファンエンジンを4基搭載した大型ジェット輸送機の着陸後の騒音
5	C-130の離陸	ターボプロップエンジンを4基搭載した大型プロペラ輸送機の離陸後の騒音
6	C-130の着陸	ターボプロップエンジンを4基搭載した大型プロペラ輸送機の着陸後の騒音
7	ヘリコプタの離着陸	全てのヘリコプタの離着陸の前後の騒音
8	その他のジェット機	
9	その他のプロペラ機	

表4-2 横田飛行場における機種識別処理で特徴パラメータとして選んだ項目

番号	特徴パラメータとして用いる項目の説明
P1	$L_{Amax}$ で相対化した $f_c = 2.5$ Hzの1/3オクターブバンドピークレベル
P2	$f_c = 5.0$ Hzと6.3Hzの1/3オクターブバンドのピークレベルの差
P3	$L_{Amax}$ で相対化した $f_c = 8.0$ Hzの1/3オクターブバンドピークレベル
P4	$L_{Amax}$ で相対化した $f_c = 12.5$ Hzの1/3オクターブバンドピークレベル
P5	$L_{Amax}$ で相対化した $f_c = 20.0$ Hzの1/3オクターブバンドピークレベル
P6	$L_{Amax}$ で相対化した $f_c = 31.5$ Hzの1/3オクターブバンドピークレベル
P7	$L_{Amax}$ で相対化した $f_c = 250.0$ Hzの1/3オクターブバンドピークレベル
P8	$L_{Amax}$ で相対化した $L_{Cmax}$
P9	$f_c = 100 \sim 200$ Hzの1/3オクターブバンドピークレベルの1階差分の二乗和

$f_c$  : 1/3オクターブバンドフィルタの中心周波数

$L_{Amax}$  : A特性騒音レベルのピーク値

$L_{Cmax}$  : C特性騒音レベルのピーク値

表4-3 横田飛行場における機種識別処理の基準パターン

特徴パラメータ	機種グループ							
	T-39		C-141		C-130		Heli.	
	T/O	L/D	T/O	L/D	T/O	L/D		
P1 25Hz	平均	-32.2	-28.9	-12.5	-20.8	-21.5	-16.7	3.4
	偏差	3.2	3.0	0.7	2.4	2.4	1.9	1.2
P2 63Hz-50Hz	平均	1.9	3.1	-0.5	-2.2	8.3	8.5	2.5
	偏差	1.1	1.8	0.8	0.9	2.2	2.7	0.8
P3 80Hz	平均	-19.9	-12.7	-3.6	-18.2	1.4	-7.8	8.9
	偏差	2.4	2.6	0.9	3.4	2.9	1.7	4.7
P4 125Hz	平均	-8.3	-9.6	-1.1	-13.0	4.7	-3.1	7.0
	偏差	1.5	2.8	1.5	1.7	1.7	2.7	4.6
P5 200Hz	平均	-3.4	-10.1	0.6	-16.9	-6.4	-8.1	-3.9
	偏差	1.3	2.9	0.6	2.4	2.0	1.0	3.6
P6 315Hz	平均	-2.2	-8.6	-2.3	-16.0	-3.0	-5.1	-4.8
	偏差	1.1	2.0	0.7	1.6	1.1	1.4	5.7
P7 2500Hz	平均	-18.7	-13.7	-14.9	-5.8	-20.9	-12.0	-17.8
	偏差	2.1	1.6	2.8	1.1	2.1	0.6	4.7
P8 $L_{Cmax}$ $L_{Amax}$	平均	5.2	2.9	8.1	1.0	11.2	5.5	16.9
	偏差	0.7	0.9	0.7	0.4	1.5	0.9	4.7

平均; 算術平均、 偏差; 標準偏差、 T/O; 離陸、 L/D; 着陸

表4-4 横田飛行場における機種識別処理の結果

		識別処理により判定された機種グループ								
		T-39		C-141		C-130		Heli	その他	
		T/O	L/D	T/O	L/D	T/O	L/D	ジェット	プロペラ	
真の	T-39	T/O	55	1					6	1
		L/D	2	41			2		3	
機種	C-141	T/O			10					2
		L/D				15				1
グル	C-130	T/O				45				
		L/D		1			1	25		
一	その他	ジェット	5	4		2	1			21
		プロペラ					3			1

(注) 数値は識別処理により各機種グループへクラス分けされたデータの数を意味する

#### 4. 2. 2 千歳空港および大阪国際空港における識別実験

(4-1) 式に基く機種識別の手順の妥当性とその他の飛行場への応用の可否を調べるため千歳空港と大阪国際空港で実験を行った。運航されている航空機の機種は横田飛行場と大きく異なる。ただし、測定から5年余り経つので、現在では機種の構成も運航回数も異なっていることを付記する。

千歳空港は民間旅客機と自衛隊機が共用する飛行場で毎日多くの航空機が運航されている。測定点は1ヶ所で、飛行経路に沿って滑走路端から500m離れたところである。マイクロホンは地上1.2mに置いた。測定は2日間行い、多数のデータを得た。ただし、離陸騒音だけであった。主な機種について前と同じ処理を行い、1/3オクターブバンドのピークホールドスペクトルを算出した。その結果(平均)を図4-7に示す。図は(a)~(d)の4つに分け同系統の機種をまとめてある。(a)は高バイパス比ターボファンエンジンを3~4基持つ大型旅客機の結果を重ねたものである。B-747は航空会社で分けられているが、搭載されたエンジンのメーカーが異なり、騒音の性質が違うためである。(b)は低バイパス比ターボファンエンジンを2~4基持った旅客機、(c)は戦闘機や連絡機として使われる自衛隊のジェット機、(d)はプロペラ旅客機である。図より機種間の差は低周波および高周波領域のスペクトルに顕著で、中域周波数(315Hz~2kHz)はどの機種も比較的単調で明確な差を見出すことはできないことが分かる。横田飛行場について選択した特徴パラメータは低周波および高周波領域のスペクトル成分で構成されているので、基本的にはこれを踏襲して追加変更をして千歳空港の場合の特徴パラメータを構成することにした(11個)。基準パターンは第1日目の測定データから機種グループ別に数個のデータを取り出して作成した。処理結果を表4-5に示す(データ数176)。正答率は95%であった。主な誤りは大型ジェット旅客機(B-747、L-1011、DC-10)および戦闘機(F-104、F-4)のあいだで起こっている。あらかじめ用意した機種以外の航空機の騒音を用意した機種のどれかと誤る例もかなりあった。

今一つの検証実験は大阪国際空港で行った。大阪国際空港は我が国でも有数の忙しい空港で、多くの旅客機が離着陸している。空港周辺の4ヶ所で測定を行った(図4-8)。Pt.1~Pt.3は離陸側の飛行経路の直下と側方、Pt.4は着陸側の飛行経路の直下付近である。

Pt.1とPt.4は滑走路に近いが、Pt.3は遠く離れている。Pt.2は飛行経路が旋回する部分の内側に位置し、観測される騒音は単純な一過性のパターンを示さず、長い時間にわたってレベルが上下する。測定点はいずれも建物の屋上で、マイクロホンは設置面から約2mの高さに設置した。設置面はコンクリート舗装(Pt.1,2,4)または防水シート加工(Pt.3)であった。測定は1日しか行わなかったが、運航回数が多いため多数のデータが得られた。

識別に用いた特徴パラメータの種類は前と同じであるが、基準パターンの値は測定点毎に算出しなおした。識別手順も同じだが、必ずどれかの機種グループに割り振ることとし、その他という範疇は設けなかった。識別結果を表4-6に示す。全体の識別正答率はおよそ90%でこれまでと変わらない。測定点間で正答率を比べると、Pt.4とPt.1が良く、Pt.2とPt.3が劣る。双方の差は9%ほどある。前の2ヶ所は滑走路に近く飛行経路の直下であるためスペクトルの安定度が高いが、後の2ヶ所は航空機からの距離が大きく、飛行経路もばらつきも大きいことが影響しているものと推定される。主な誤りは、前と同様に、大型ジェット旅客機(B-747、L-1011、DC-10、A-300)のあいだで起こっている。YS-11は大阪空港で運航される唯一のプロペラ旅客機であるが、実験結果ではジェット機との識別は完全であった。

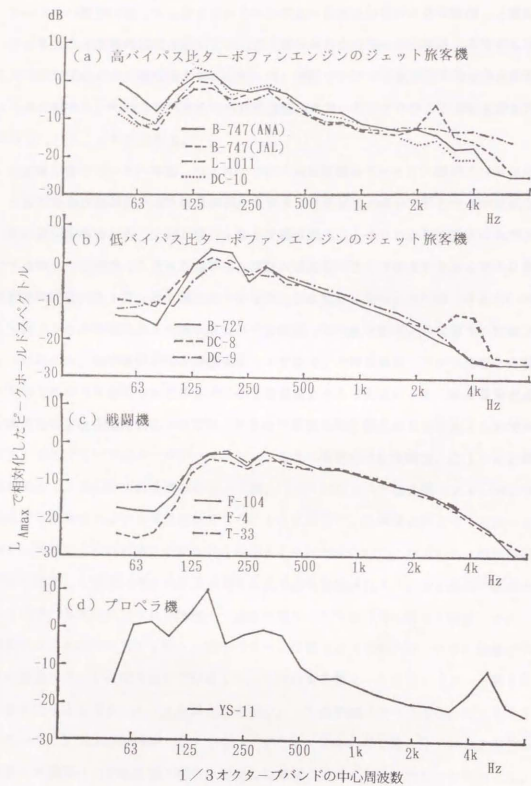


図4-7 千歳飛行場で観測される種々のピークホールドスペクトルの比較；離陸時の騒音

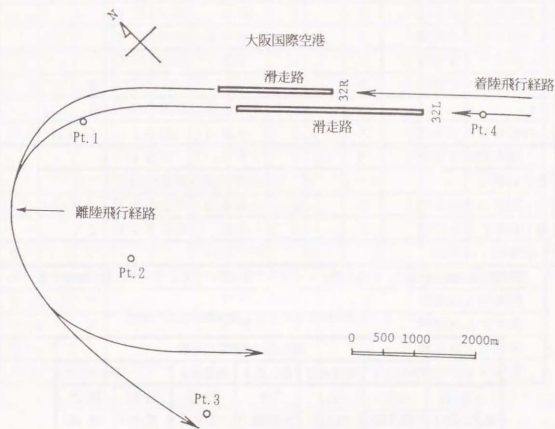


図4-8 大阪国際空港における機種識別の測定点と滑走路、飛行経路の位置関係

表4-5 千歳空港における機種識別処理の結果

		識別処理により判定された機種グループ											その他 ジェット機 プロペラ機			
		B-747 (JAL)	B-747 (ANA)	L-1011	DC-10	DC-8	B-727	DC-9	YS-11	F-104	F-4	T-33				
真 の 機 種 グ ル ー プ	B-747 (JAL)	19	2													
	B-747 (ANA)		17	2												
	L-1011			8												
	DC-10				3											
	DC-8					7										
	B-727						16									
	DC-9							16					1			
	YS-11								14						1	
	F-104									12	8					
	F-4											23				
	T-33												14			
	その他	ジェット機	A-300		2	1										2
		プロペラ機	MU-2						2				2			
		C-1														
		F-1									2					
															1	

(注) 数値は識別処理により各機種グループへクラス分けされたデータの数を意味する

表4-6 大阪国際空港における機種識別処理の結果

		測定点別の識別正答数				
		測定点1	測定点2	測定点3	測定点4	全体
真 の 機 種	B-747	8/12	6/11	7/8	9/10	30/41 73.2%
	L-1011	13/13	13/13	8/13	11/11	45/50 90.0%
	DC-10	11/12	7/10	9/10	8/8	35/40 87.5%
	A-300	5/5	0/4	1/5	2/3	8/17 47.1%
	DC-8	0/1	0/1	0/1	2/2	2/5 40.0%
	B-727	10/10	10/10	9/9	10/10	39/39 100.0%
	DC-9	2/2	2/2	2/2	0/1	6/7 85.7%
	YS-11	30/30	32/32	39/39	36/36	137/137 100.0%
	全体	79/85	70/83	75/87	78/81	302/336 89.9%
		92.9%	84.3%	86.2%	96.3%	89.9%

(注1) 各欄の数の意味：正答数/データ総数

(注2) その他の機種グループは設けなかった

(注3) 測定点1：滑走路に近い離陸飛行経路の直下

測定点2：離陸飛行経路の旋回部分の内側(側方)

測定点3：滑走路から遠い離陸飛行経路の直下

測定点4：滑走路に近い着陸飛行経路の直下

表4-7 新東京国際空港における機種の詳細な分類

機 種	型 式	エンジン		バイパス		コ メ ン ト
		種類	数	比		
B-747	下記の種類に細分する					
	100型	PW	4	大	離陸および着陸	
	200型	PW	4	大	離陸および着陸	
	200型	GE	4	大	離陸および着陸	
	200型	RR	4	大	離陸および着陸	
	300型	PW	4	大	離陸および着陸	
	300型	RR	4	大	離陸および着陸	
	S P		4	大	離陸および着陸	
DC-10	下記の種類に細分する					
	30型	GE	3	大	離陸および着陸	
	40型	PW	3	大	離陸および着陸	
L-1011	下記の種類に細分する					
	TS100	RR	3	大	離陸および着陸	
	TS500	RR	3	大	離陸および着陸	
B-767		GE/PW	2	大	離陸および着陸	
A-300		GE	2	大	離陸および着陸	
A-310		PW	2	大	離陸および着陸	
DC-8		PW	4	小	離陸および着陸	
B-727		PW	3	小	離陸および着陸	
IL-62		ツロビエフ	4	小	離陸および着陸	

(注1) B-747-400型など、現在は運航されているが、測定時には見られなかった機種も幾つかある

(注2) PW、GE、RR等はエンジン製造メーカーの名前

#### 4. 2. 3 新東京国際空港における識別実験

ここでは新東京国際空港を例に取り、機種識別手法の検証実験を行った結果を述べる。同空港では日に260便前後の旅客機が離着陸するが、その70%はB-747である。L-1011やDC-10、A-300、B-767まで含めると実に86%が低騒音型の大型ジェット機（高バイパス比ターボファンエンジン）である。前節の結果でこれらの機種間に多くの識別誤りが見られたが、耳で聞いても音色は似通っており、機種の同定は容易ではない。同空港では騒音対策のため運航手順の規制（離陸時の最低飛行高度の制限など）をしているが、国際線が主で離陸重量が大きい場合が多いために、制限を守れない機がある。そのような違反機に警告等の措置を取っていくには違反機が何という航空会社の何便で機種は何かを特定することが必要である。航空交通情報網から入手する運航情報データは分単位の記録しかなく離着陸の順序を間違えていることがある。管制のレーダー情報がオンラインで得られれば正確に機種等を把握できる可能性は高いが、現在のところ、入手できる見通しはない。従って、滑走路近傍の測定点だけでよいから、観測される騒音自体から機種や型式、飛行形態を精度良く判別できれば大いに価値がある。上述の通り、良く似た機種ばかりであり難しいことは予想されたが、機種や飛行形態だけでなく型式やエンジンの種類まで区分して識別能力を調べて見ることにした（表4-7参照）。

新東京国際空港では航空機騒音の識別や飛行位置検出のために飛行場周辺で繰り返し測定を行っているが、本実験では上述の理由により飛行場内に測定点を設けた。滑走路端から1kmほどの距離にある航空標識（ミドルマーカー）のそばで飛行経路の直下である。測定は2回行った。1回目の測定は冬で3日間行った。2回目は夏に2日間行った。測定では平坦な草地に多数のマイクロホンを設置した（図4-9）が、この解析に用いたのは地上1.2mのM<sub>2</sub>と地表に置いた反射板上のM<sub>4</sub>の2本のマイクロホンで観測した騒音である。反射板は直径80cmの木製の円板に塩化ビニールのシートを上張りしたもので、マイクロホンは上から下向きに10mm以下の間隔で設置した。これは第1章の1.4節で述べたinverted microphoneの配置であり、直接音と地面反射音の干渉によるスペクトルの周期的な変化（スペクトルリップル）を抑えることを意図したものである。2回の測定とも途中で飛行方向が変り離着陸両方のデータを取得することができた。ただし、1回目の測定の最初の2日間は雨、3日目は強風で測定条件は良くなかった。2回目の測定でも

降雨があり地面が濡れている状態と乾燥している状態があった。なお、2回目は地表面に沿って伝わってくる地上滑走の騒音（離陸滑走音、着陸時のリバース音）も若干収録した。

測定データの解析および特徴パラメータ抽出の手順は基本的にはこれまでと同じだが、詳細は異なる。まず、音色的に似た音が多く機種間の特徴の違いを顕著に示す成分を選び出すことは容易ではないので、分析して得た殆ど全ての周波数バンドのデータをそのまま特徴パラメータとして用いることにした。次に、前節までは全て1/3オクターブバンドのフィルタで分析したが、ここでは1/24オクターブバンドフィルタでも分析してみた。その場合、低い周波数のバンド幅はFFTよりも狭くなる。ピークホルドの仕方についても新たな手順を試みた。前述の通り、ピークホルドによりスペクトルの安定度は増したが、地面反射の影響が無くなったわけではない。そこで、地上1.2mと反射板の観測データについてピークホルドスペクトルを比較し、地面の反射が特徴パラメータ抽出に及ぼす影響を調べた。それとともに前と異なるピークホルドの手順を試みたものである。なお、周波数分析の際の平均化の動特性はSLOW、分析の繰り返し間隔は0.5sであった。処理の仕方を幾通りも試みたので、以後の記述を簡単にするため、下記のように表示する。

#### 周波数分析のバンド幅

B<sub>3</sub> ; 1/3オクターブバンド

B<sub>24</sub> ; 1/24オクターブバンド

#### ピークホルドと相対化の仕方

P<sub>1</sub> ; バンド毎に航空機が通過する間の最大値をピークホルドし、その後、A特性騒音レベルのピーク値で各バンドのピーク値を相対化する（前節と同じ方法）

P<sub>2</sub> ; 0.5s毎の周波数分析結果（各バンドレベル）をその時のA特性騒音レベルで相対化し、その結果を用いて、航空機が通過する間のバンド毎のピーク値をホルドする

#### データ区間の分割

D<sub>1</sub> ; 航空機が通過する間の観測データの全体を一括してパラメータを抽出する

D<sub>2</sub> ; A特性騒音レベルのピーク値が観測される時間でデータを2つに区切り、その前後について別々に、ピークから-1~-10dB低いレベルの範囲で、処理をしてパラメータを抽出する



1 回目の地上 1. 2 m のデータについて前節と同じ処理 ( $B_3 \cdot P_1 \cdot D_1$ ) を行い、各機種別のピークホールドスペクトルを比べた。その結果を図 4-1-10~図 4-1-11 に示す。スペクトルの形状はこれまでの結果と似ており、機種やエンジンの違いが見受けられる。着陸の高周波数バンドのレベルは全体的に離陸より大きい。着陸時には音源までの距離が短くて高周波数の減衰が小さいことやエンジン出力が低いので低周波数に成分を持つ気流騒音の寄与が小さいからである。B-747 の着陸は型式やエンジンにより高域ピークが少しずつ違うものの、スペクトルの差は小さい。B-747 の離陸は型式による違いよりエンジンの種類による違いが大きく、PW が高周波数にピークを持つのに対して GE ではない。逆に、GE は PW より低周波数成分が大きい。B-747 以外の航空機は着陸ではスペクトルの全体にわたって機種による差があるが、離陸は 250 Hz 以下と 1~4 kHz でのみ差が顕著である。ただし、L-1011 と DC-10、A-300 のあいだの違いは小さい。

次に、反射板上のデータについて同じ処理 ( $B_3 \cdot P_1 \cdot D_1$ ) を行い、結果を地上 1. 2 m と比べた。図 4-1-2 は全機種別のピークホールドスペクトルを重ねて描いたものである。レベルの絶対値のままではスペクトルを重ね合わせたために機種によるレベル差が大きくて分かりにくい、地上 1. 2 m の結果は反射板上の inverted microphone の結果と比較して 250 Hz 以下の周波数帯域での変化が激しいことが分かる。このことは機種・飛行形態別に地上 1. 2 m と反射板上の結果を比較した図 4-1-3~図 4-1-6 を見ると明らかである。これより、単純なピークホールド処理  $P_1$  ではスペクトルの安定度は増すものの地面反射の影響が除去できないことが分かった。このことは 1/24 オクターブバンドの分析結果を見ると一段とはっきりする。図 4-1-7 (a) は B-747-200-GE の離陸の際の騒音の 1/24 オクターブバンド分析に基づく ( $B_{24} \cdot P_1 \cdot D_1$ ) の処理結果を示すものである。図より、ピークホールドにも係わらず、地面反射のスペクトルリップがきれいに現れている。単純なピークホールド処理  $P_1$  では航空機が頭上付近を通過して騒音レベルが大きい時の値で結果が決まるため地面反射のリップが残るものと思われる。言い換えると、航空機の通過に伴って到来仰角が変化し、リップの山谷の周期は大きく変化するが、騒音レベルも変化するため、ピークホールドに寄与しないということである。そこで、各時刻のスペクトルから A 特性騒音レベルを差し引いて相対値にしてからピークホールドする  $P_2$  の処理を試みることにした。ホールド処理を行う時間の範囲についても

全体  $D_1$  と  $L_{Amax}$  の前後で分ける  $D_2$  の 2 通りを試みた。その結果が図 4-1-7 (b)~図 4-1-8 (b) である。 $P_1$  では顕著であったリップルが、 $P_2$  では押さえられていることが分かる。データ区間を分割する  $D_2$  の結果においてもやはり  $P_2$  の方が平坦である。図 4-1-9~図 4-2-0 に DC-10-PW の離陸騒音について同じように処理した結果であり、この場合も同じ傾向を示しており、 $P_2$  の処理の効果が確かめられた。

さて、データを機種・飛行形態・型式・エンジンの種類で分類し、その各々について 5 機ほどのサンプルを選び、分析した結果を統計処理して基準パターン (算術平均と標準偏差) を作成した。ただし、データが少なく、1~2 機のサンプルで基準パターンを作成した機種もある (IL-62 や DC-8、B-727)。識別処理は前と同じく図 4-1 の手順に従った。距離が所定の閾値より大きい時は他の航空機と判別するようにした。

識別処理の結果の例を表 4-8 に示す。処理の仕方を変えて行った結果を表 4-9 にまとめる。以下、その結果に基づいて考察を述べる。

- (1) 同系統の機種 (高バイパス比ターボファンエンジン搭載のジェット旅客機) が大半を占めるため、音の特徴が似ており、前節の結果に比べて識別正答率は低い。
- (2) 1/24 オクターブバンドの方が 1/3 オクターブバンドより幾分か正答率が良い。
- (3) いずれの場合にも  $P_1$  より  $P_2$  の方が正答率は良くなるが、向上の程度は正答率の算出の仕方によって異なる。
- (4) 1/24 オクターブバンドの場合、特徴パラメータとして用いる周波数範囲を 2 通りに変えてみたが、狭いほうが若干良くなっている。スペクトルの成分が無い高周波と低周波の帯域を除いた方が良いということと考えられる。ホールド処理を行う時間範囲を全体  $D_1$  とするより  $L_{Amax}$  の前後で分ける  $D_2$  の方が正答率が良い。
- (5) 機種分類の仕方による識別正答率の違いについては以下の通りである。

- ・機種・飛行形態・型式・エンジンの種類の全てを考慮した機種分類 (I) では高々 55% 程度の正答率にとどまった。
- ・型式は音の特徴と結びつくとは限らないのでその間違いは問わないことにし、機種と飛行形態・エンジンの種類だけ合っていれば正解という機種分類 (II) で正答率を算出すると 60~70% となる。

- ・もう少し基準を緩めて(Ⅲ)機種と飛行形態が合っていれば正解とすると、わずかではあるが1~3%だけ正答率が向上する。
- ・さらに、機種分類を緩くして(Ⅳ)B-747以外を高バイパス機(L-1011、DC-10、A-300等)と低バイパス機(IL-62、DC-8、B-727等)にまとめる(表4-8の下段の表に示した)と正答率は最高82%にまで向上する。
- ・飛行形態(離陸、着陸、地上音)の識別に限定すれば、正答率は100%に近い。

最後に、第1回の測定データから作成した基準パターンを使って第2回の測定データを識別させたところ、着陸については第1回の場合と変わらぬ正答率となったが、離陸は非常に悪くなった。第1回の測定では風が強いために第2回目に比べて飛行経路のばらつきが大きく飛行高度が高かった。冬と夏という季節の違いもあり、本当の理由は明らかではない。

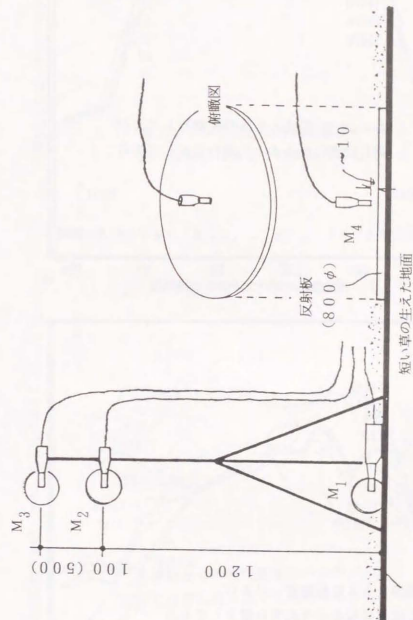


図4-9 新東京国際空港における識別実験のためのマイクロホン配置

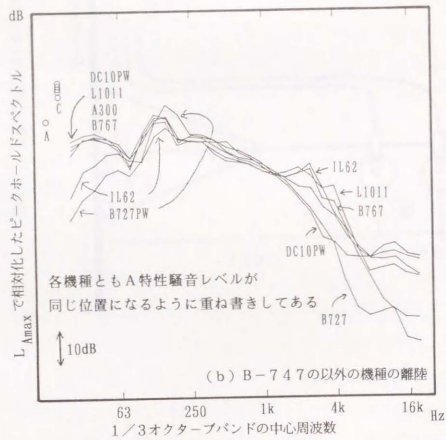
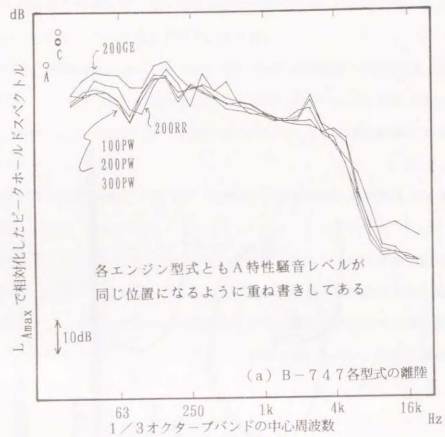


図4-10 離陸機のピークホールドスペクトルの平均特性の機種間の比較結果  
(a) B-747の各型式の重ね合せ  
(b) B-747以外の機種を重ね合せ

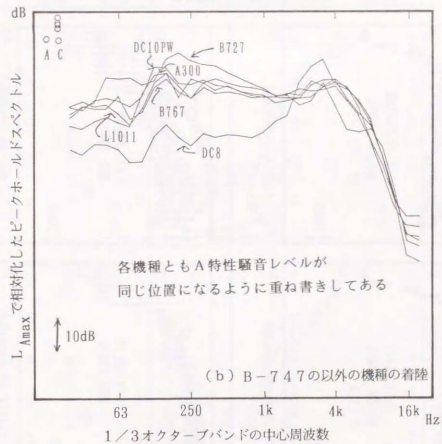
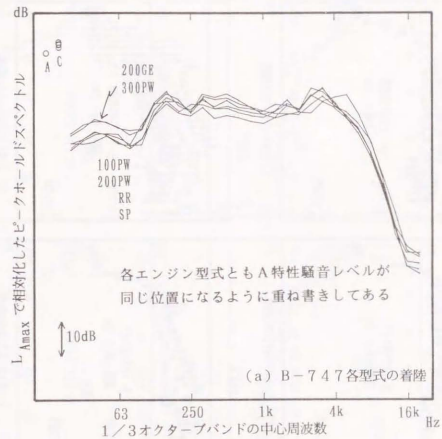


図4-11 着陸機のピークホールドスペクトルの平均特性の機種間の比較結果  
(a) B-747の各型式の重ね合せ  
(b) B-747以外の機種を重ね合せ

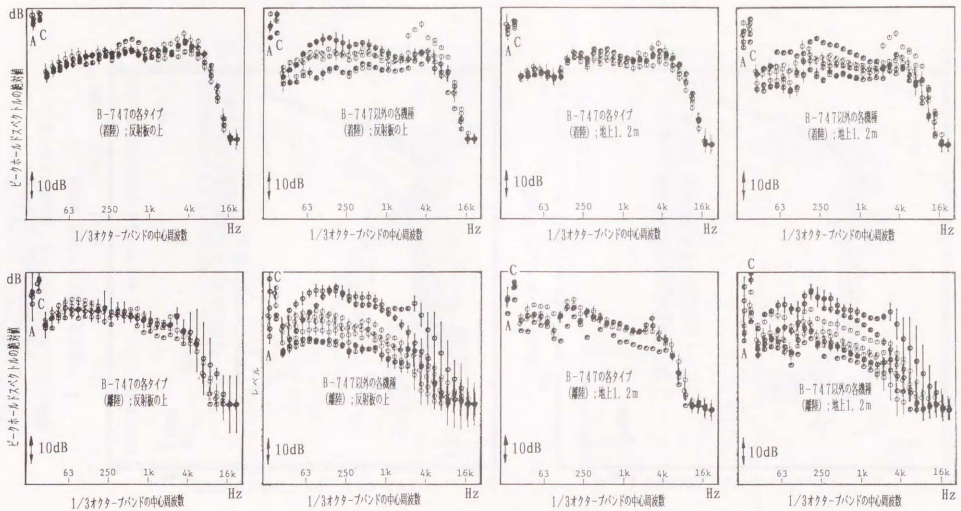


図4-1-2 地上1.2mと反射板上のマイクロホンで観測した離陸時の騒音によるピークホールドスペクトル(1/3オクターブバンド)の比較  
 ; B-747とその他の機種に分けて飛行形態別に描いてある  
 ; スペクトルはレベルの絶対値のまま重ね合わせてある

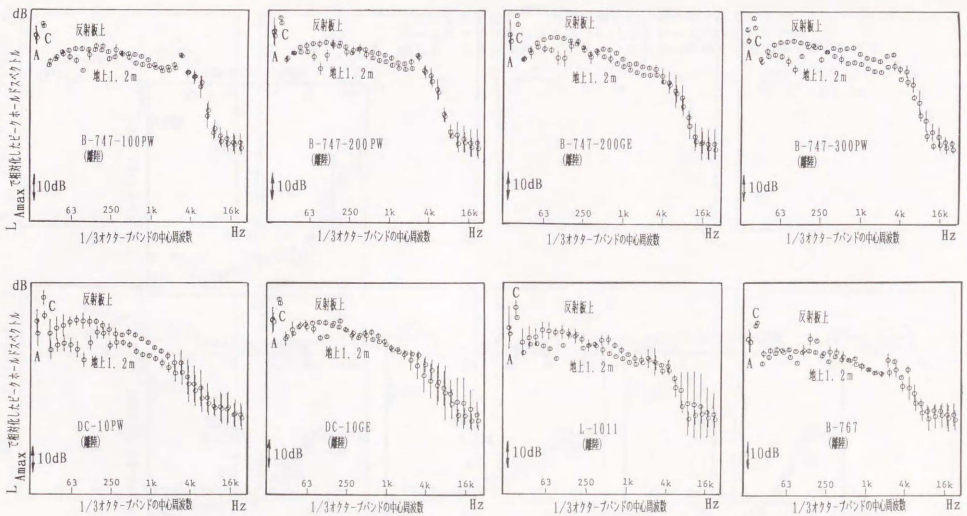


図4-1-3 地上1.2mと反射板上のマイクロホンで観測した離陸時の騒音によるピークホールドスペクトル(1/3オクターブバンド)の比較-1  
 ; B-747とその他の機種に分けて飛行形態別に描いてある  
 ; スペクトルは $L_{Amax}$ で相対値にして重ね合わせてある

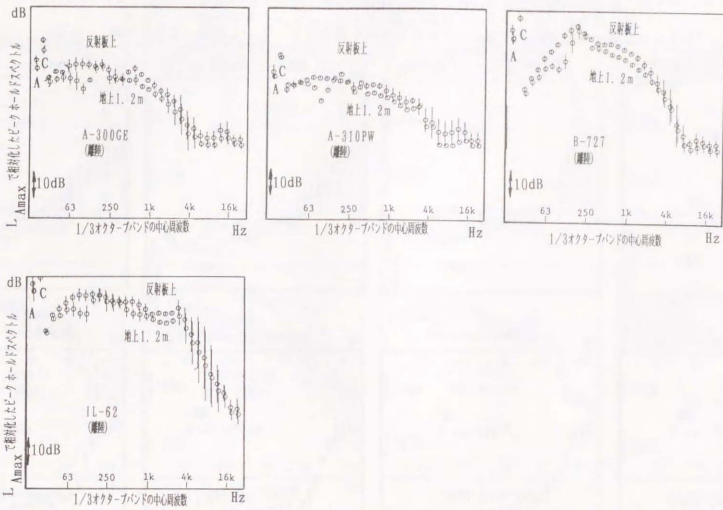


図4-14 地上1.2mと反射板上のマイクロホンで観測した離陸時の騒音によるピークホールドスペクトル(1/3オクターブバンド)の比較-2 ; スペクトルは $L_{Amax}$ で相対値にして重ね合わせてある

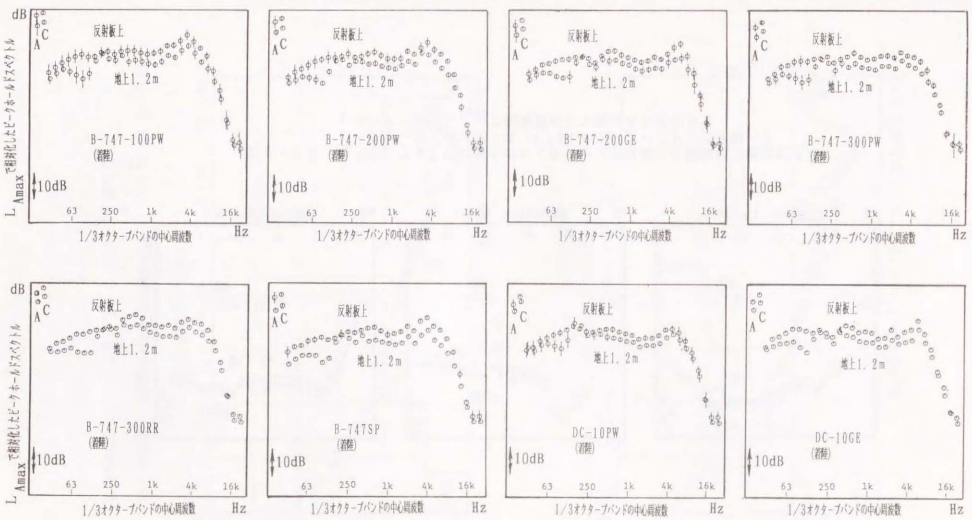


図4-15 地上1.2mと反射板上のマイクロホンで観測した着陸時の騒音によるピークホールドスペクトル(1/3オクターブバンド)の比較-1 ; スペクトルは $L_{Amax}$ で相対値にして重ね合わせてある

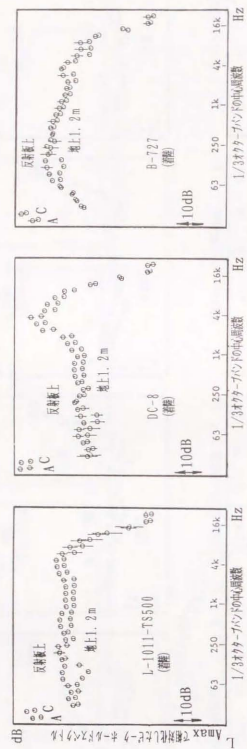


図4-16 地上1.2mと反射板上のマイクロホンで観測した着陸時の騒音によるピークホールドスペクトル(1/3オクターブバンド)の比較-2  
: スペクトルは  $L_{Amax}$  で相対値にして重ね合わせてある

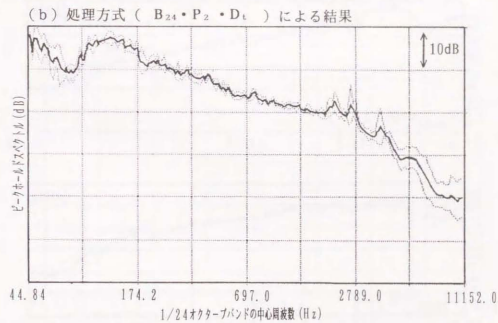
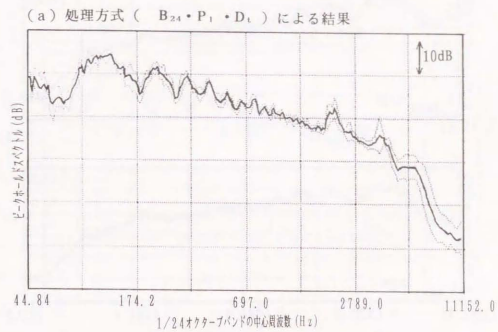


図4-17 地上1.2mのマイクロホンで観測した騒音によるピークホールドスペクトル(1/24オクターブバンド)の比較-1 (B-747-200-GEの離陸騒音)

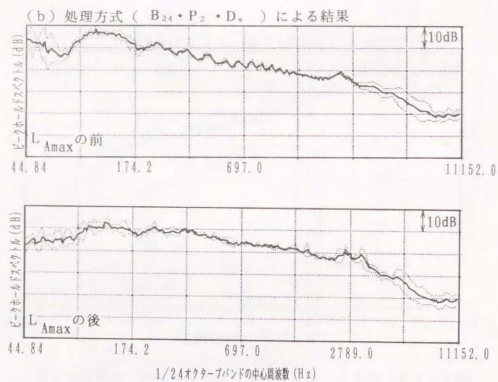
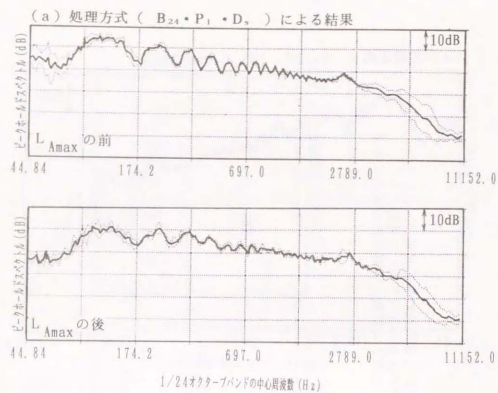


図4-18 地上1.2mのマイクロホンで観測した騒音によるピークホールドスペクトル (1/24オクターブバンド) の比較-2 (B-747-200-GEの離陸騒音)  
:  $L_{Amax}$  の前後で分割処理したものを

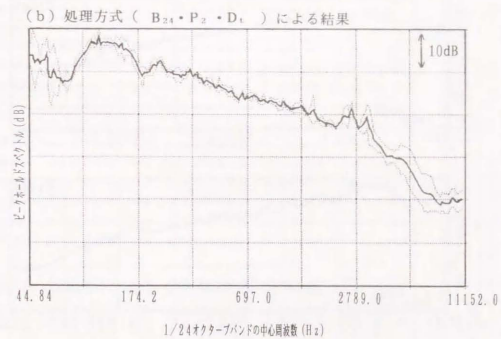
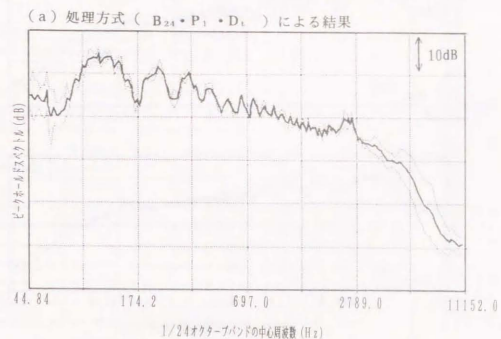


図4-19 地上1.2mのマイクロホンで観測した騒音によるピークホールドスペクトル (1/24オクターブバンド) の比較-3 (DC-10-PWの離陸騒音)





表4-9 新東京国際空港における機種識別処理の結果

	重み付き距離の場合				単純距離の場合			
	(I)	(II)	(III)	(IV)	(I)	(II)	(III)	(IV)
$B_3 \cdot P_1 \cdot D_1$	50.6	70.5	72.3	75.3	42.4	64.0	66.9	70.9
$B_3 \cdot P_2 \cdot D_1$	49.4	69.8	70.9	72.7	50.0	69.8	72.1	76.7
$B_3 \cdot P_1 \cdot D_1 / LA$	48.3	67.4	69.8	72.7	39.5	59.3	62.2	65.1
$B_3 \cdot P_2 \cdot D_1 / LA$	49.4	70.3	71.5	72.7	50.0	69.8	72.1	76.7
$B_{24} \cdot P_1 \cdot D_1 / \mu_1$					47.4	63.3	67.3	68.4
$B_{24} \cdot P_2 \cdot D_1 / \mu_1$					52.0	65.3	70.4	72.4
$B_{24} \cdot P_1 \cdot D_3 / \mu_1$					50.5	67.9	70.4	76.5
$B_{24} \cdot P_2 \cdot D_3 / \mu_1$					55.6	70.9	73.5	80.1
$B_{24} \cdot P_1 \cdot D_1 / \mu_2$					47.4	65.8	67.3	73.0
$B_{24} \cdot P_2 \cdot D_1 / \mu_2$					53.6	68.9	72.4	77.0
$B_{24} \cdot P_1 \cdot D_3 / \mu_2$					51.0	60.7	70.9	79.1
$B_{24} \cdot P_2 \cdot D_3 / \mu_2$					55.1	70.4	73.5	82.1

(注1) 表内の数値は全て正答率(%)である

(注2) 重み付き距離とは(4-1)式による距離の計算を表す

(注3) 単純距離は(4-1)式の重み $w_{ij}$ を1にした式である

(注4) (I) 厳密な機種分類(表4-7)の時の正答率

(注5) (II) B-747の型式が異なってもエンジンの種類が同じなら正解とした時の正答率

(注6) (III) B-747およびDC-10の型式・エンジンの種類の違いを無視して機種と飛行形態が合っていれば正解とした時の正答率

(注7) (IV) は表4-8の下段の表に示したようにグループをまとめた分類の時の正答率

(注8) LA: 特徴パラメータにA特性騒音レベルのピーク値 $L_{Amax}$ を加えた時の正答率

(注9)  $\mu_1$ : 中心周波数 44.84~11152 Hzの 192個の1/24オクターブバンドの値を特徴パラメータとして用いた時の正答率

(注10)  $\mu_2$ : 中心周波数 89.67~5576 Hzの 144個の1/24オクターブバンドの値を特徴パラメータとして用いた時の正答率

#### 4.3 まとめ

第4章では航空機が発する騒音から機種を識別する手法を検討した結果を述べた。

(1) 機種識別の手順は基本的には通常の判別分析と同じだが、

- ・通常と異なる荷重付きの距離の定義を用いたこと、
- ・具体的にバンドスペクトルから特徴パラメータを抽出する場合について実験を踏まえて検討し、航空機騒音が一過性であることを考慮して

A特性騒音レベルのピーク値で相対化したこと、

バンド毎にピークホールドしたスペクトルを用いたこと、

- ・その他の分類を設けてジェットとプロペラを判別し自動監視に適合させたこと、等により、比較的良好な識別結果を得た。

(2) 横田飛行場、千歳空港、大阪国際空港の周辺で航空機騒音を測定して、機種識別の検証実験を行った。これらの実験では手作業で機種グループ間でスペクトルの比較を行い、機種による差が大きいパラメータ10個前後を選び、用いた。その結果、少ないパラメータ数にも関わらず、85~95%の正答率が得られた。新たに考案した荷重付き距離を用いる方が通常のユークリッド距離より10%ほど良かった。識別誤りは大型の高バイパス比エンジンのジェット旅客機のあいだに多かった。

(3) 新東京国際空港周辺でも実験を行った。同空港は国際線が主で、大半が高バイパス比エンジンのジェット旅客機であることから、パラメータの抽出の仕方、種々、検討した。周波数分析のバンド幅やピークホールドと相対化の仕方、データ区間の分割の仕方を変えて識別結果を比較した。その結果、1/24オクターブバンドを用い、時刻毎にA特性騒音レベルで相対化した後にピークホールドし、A特性騒音レベルのピーク値で前後に2つの区間に分割して特徴パラメータを作った場合が識別正答率が最も良かった。ただし、機種やエンジン形式で厳密に分類した時(IIの場合)の識別率は高々70%であり、満足のいくものには至らなかった。

## 第一部の参考文献

- [1] 山田, 五十嵐, “航空機騒音の自動監視と音源同定,” 日本騒音制御工学会技術発表会講演論文集, 65-68 (1989).
- [2] 奥田, “航空機騒音判定装置,” 実用新案, 特公昭 60-15143 号.
- [3] 鈴木, 佐々木, 古川, 西宮, “空間相関法による移動騒音源の識別手法について,” 日本音響学会講演論文集, 293-294 (1977.4).
- [4] 鈴木, 佐々木, 西宮, “空間相関法による航空機騒音の識別手法について,” 電子通信学会電気音響研究会資料, EA77-6 (1977.5).
- [5] 鈴木, 佐々木, 西宮, “マイクロコンピュータによる航空機騒音識別装置について,” 日本音響学会講演論文集, 519-520 (1977.19).
- [6] 鈴木, 佐々木, 西宮, “航空機騒音識別装置の実用化試験結果について,” 日本音響学会講演論文集, 503-504 (1978.5).
- [7] G.Nishinomiya et al., “Aircraft noise identification system by correlation technique,” IEEE Transaction on Broadcasting, BC-24 No.24 (1978).
- [8] T.Ono et al., “Aircraft noise monitoring system with identification by correlation technique,” INTER-NOISE 79, 721-724 (1979).
- [9] 小畑, 石井, 五十嵐, “音響的方法による航空機の位置標定,” 東京大学宇宙航空研究所報告, 9(4), 854-869 (1973.10).
- [10] 古井良熙, デジタル音声処理 (東海大学出版会, 1985), 36-37.
- [11] 森下巖, 小畑秀文, 信号処理 (計測自動制御学会, 1982), 122-145.
- [12] 日野幹雄, スペクトル解析 (朝倉書店, 1977), 141-142, 187.
- [13] 環境庁告示第54号, 航空機騒音に係る環境基準 (1973.12).
- [14] L.Wakhouf, “Linear Prediction: A Tutorial Review,” PROCEEDINGS OF IEEE, 63(4), 561-580 (1975.4).
- [15] Marsh A.H., “Recommendations for Field Measurements of Aircraft Noise,” NASA CR-3540 (1982).
- [16] 山田, 林, “信号の白色化による航空機騒音識別手法の改良,” 日本音響学会講演論文集, 403-404 (1988.10).
- [17] 岩橋, 林, 山田, “信号の白色化による航空機騒音識別手法の改良—ハードウェアによる実現,” 日本音響学会講演論文集, 397-398 (1989.3).
- [18] 林, 岩橋, 山田, “信号の白色化による航空機騒音識別手法の改良とハードウェアによる実現,” 日本音響学会電気音響研究会資料, EA89-38 (1989.7).
- [19] 吉岡, 航空機騒音解析のための飛行経路測定機, 日本騒音制御工学会技術発表会講演論文集, 29-32 (1979.9).
- [20] 林, 尾野, 奥田, 古川, 佐々木, “音響信号を利用した飛行位置検出装置について,” 日本騒音制御工学会技術発表会講演論文集, 65-68 (1981.9).
- [21] I.Yamada, J.Igarashi, M.Okuda, I.Ono and N.Hayashi, “Recent Development of Aircraft Noise Monitoring System,” INTER-NOISE 84, 703-706 (1984).

- [22]林, 尾野, 奥田, 山田, 五十嵐, “航空機騒音監視システムの最近の開発例,” 日本音響学会講演論文集, 323-324 (1984.10).
- [23]山田, 林, “信号の白色化による航空機騒音識別手法の改良と飛行位置検出への応用,” 日本音響学会講演論文集, 399-400 (1989.3).
- [24]山田, 林, “航空機騒音による飛行位置検出手法の改良,” 日本音響学会講演論文集, 477-478 (1989.10).
- [25]C. W. Harris, Handbook of Noise Control (McGraw-Hill, New York, 1957), chapt. 3.
- [26]G. B. OFFICER, Introduction to the Theory of Sound Transmission with Application to the Ocean (McGraw-Hill, 1958), p. 59.
- [27]日高孝之, 音波の屋外伝搬における地表面・気象条件の影響に関する研究 (学位論文, 1986).
- [28]山田, 牧野, 林, “3次元的方向の検出による航空機騒音の識別,” 日本音響学会講演論文集, 461-462 (1990.3).
- [29]山田, 牧野, 林, “騒音の到来方向の3次元的な変化の検出による音源識別,” 日本音響学会電気音響研究会資料, EA90-21 (1990.6).
- [30]牧野, 山田, 林, “騒音の到来方向の変化による音源識別のハードウェアによる実現,” 日本音響学会講演論文集, 379-380 (1990.9).
- [31]N. Aoshima, “An Envelope of a Correlation Function and its Application to a Delay Time Measurement,” ISAS Report 514, 39(11), 195-204 (1974).
- [32]山室, 春日井, 上杉, “音源探査に関する研究,” 中部電力研究資料, 第62号, (1978.7).
- [33]安倍, 野戸, 城戸, 池上, “多数のマイクロホン出力間のクロススペクトルを利用した音源位置の推定方法,” 日本音響学会騒音研究会資料, N-8210 (1982.10).
- [34]遠藤, 山崎, 伊藤, “近接4点法による空間情報の把握と展開,” 日本音響学会建築音響研究会資料, AA85-21 (1985.7).
- [35]Y. Yamasaki & T. Itow, “Measurement of spatial information in sound fields by closely located four point microphone method,” J. Acoust. Soc. Jpn. (E), 10, 101-110 (1989).
- [36]佐藤, 石川, 和田, “音の強さによる騒音源の探査と分析,” 日本音響学会騒音研究会資料, N-8210 (1982.10).
- [37]三沢, “航空機の飛来音識別装置,” 特許公報, 特公昭57-178116.
- [38]Metrauib, Acoustic imaging system (Technical note).
- [39]A. H. Nuttal, G. C. Carter & E. M. Montavon, “Estimation of the two-dimensional spectrum of the space-time noise field for a sparse line array,” J. Acoust. Soc. Am. 55, 1034-1041 (1974).
- [40]A. D. Broadhurst, “Sparse volume array for architectural acoustic measurements,” ACUSTICA, 50, 33-38 (1982).
- [41]横田, 山田, 清水, 山下, 岡本, “音響的手法による航空機機種識別の試み,” 日本音響学会講演論文集, 497-498 (1982.10).
- [42]山本, 山田, 横田, 清水, “音響的手法による騒音源分類の試み,” 日本音響学会講演論文集, 461-462 (1983.10).
- [43]山田, 横田, 清水, 山下, 岡本, “音響的手法による航空機機種識別の試み,” 日本音響学会建築音響研究委員会資料, AA82-28 (1982.11).
- [44]I. Yamada, A. Yokota, S. Shimizu, M. Yamashita & T. Okamoto, “Acoustic recognition of aircraft types in flight,” INTER-NOISE 83, 827-830 (1983).
- [45]I. Yamada, A. Yokota, K. Yamamoto & S. Shimizu, “Acoustic recognition of aircraft types in flight,” J. Acoust. Soc. Jpn. (E), 6, 203-213 (1985).
- [46]山田, 林, “音響的手法による航空機の機種識別,” 日本音響学会講演論文集, 509-510 (1987.10).
- [47]中田, 片岡, 水谷, “航空機騒音による機種識別に関する研究-2次元空間の多数決決定法-,” 日本音響学会講演論文集, 13-14 (1981.5).
- [48]山田, 東, 片岡, 水谷, “大阪国際空港着陸時の航空機騒音による機種識別に関する研究,” 日本音響学会講演論文集, 319-320 (1984.10).
- [49]大比賀, 廣川, 片岡, 水谷, “航空機着陸時の前方および後方ノイズを用いた機種識別に関する研究,” 日本音響学会講演論文集, 529-530 (1988.10).
- [50]大比賀, 片岡, 水谷, “大阪国際空港における航空機の機種識別に関する研究-判別分析法を用いた場合-,” 日本音響学会講演論文集, 583-584 (1989.10).
- [51]松山, 小伊勢, 片岡, 水谷, “大阪国際空港における航空機の機種識別に関する研究-ニューラル・ネットワークを用いた場合-,” 日本音響学会講演論文集, 585-586 (1989.10).
- [52]河口, 多変量解析入門 (森北出版, 1973), p. 79.